

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-518

風洞模型の精度と試験結果について

鈴木弘一・竹内理

1977年12月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

風洞模型の精度と試験結果について*

鈴木 弘一**、竹内 理**

Effect of Imperfect Wind-Tunnel Model Configuration on Aerodynamic Performance

By Koichi SUZUKI and Osamu TAKEUCHI

ABSTRACT

Geometrical imperfection in a Wind-Tunnel model sometimes leads to erroneous test results. This report describes experimental results in a transonic flow of 2-dimensional pressure distribution over three wing models of the same configuration with slight profile errors.

The tests were performed at Mach numbers of 0.5 ~ 0.85 and attack angles of $0^\circ \sim 4^\circ$. It was found that in the subcritical regime, pressure distribution was not markedly influenced by the small error in profile shape. However, at a design Mach number of about 0.75 a strong affect was noted and accuracy became crucial especially near the leading edge.

The effects of pressure distribution changes due to model shape errors were observed on several aerodynamic parameters such as lift-curve slope, drag coefficient, and drag-divergence Mach number.

Changes in these parameters due to model shape error were also shown. Actual model configurations were accurately measured, and the data used in numerical estimation of pressure distribution for prescribed shapes. The result clearly indicated the trend of the experimental results.

1. ま え が き

風洞模型の製作精度が風洞試験結果に及ぼす影響について、主として実験的に調べた。問題を簡単化するため翼型試験用の二次元翼模型のみに注目した。

翼型の設計は、空気力学において極めて重要な分野であり、理論を実証し確認するために風洞試験を行なう必要がある。

設計された翼の空力性能を知るために、最近では計算機による数値的な解析手法を用いることもあるが、通常は問題を理想化して処理するから、現時点では境界層の影響とか遷移・剥離など遷音速領域では十分満足する結果は得られていない。

そこで、風洞試験によることになるが風洞試験においても種々の実際的な問題が存在する。風洞壁干渉はその一つであり、これを解明するために多くの研究結果がある。¹⁾また、実験レイノルズ数も試験に及ぼす影響は重大である。そのほかにも風洞試験の再現性、模型の工作精度などの問題は多い。例えば風洞の気流状況および風洞試験模型の工作精度、表面の平滑度などの影響により、同じ翼断面形の翼型でも異なる風洞で試験すると、それらの実験値に差異が生ずる²⁾³⁾。

実際に製作された風洞試験模型の幾何学的形状、寸度がいかに設計値に近いかという模型の仕上り精度について、どの程度なら許容できるかという空気力学的な面からの具体的な規範は現在のところ見当たらない。むしろ、仕上り精度は出来るだけ良いようにという漠然とした要求であり、国内の平均的な技術水準で得られる加工精度

*昭和52年10月11日 受付

** 空気力学第二部

から制約されているのが現状である。

ここでは、主として高亜音速領域で使用される風洞試験模型の工作精度が実験結果すなわち翼の空力性能に及ぼす影響について、ある程度定量的なデータを得る目的で二次元翼模型について実験を行なった。

模型の翼型は遷音速用に設計されたいわゆる衝撃波なしの翼で、この断面形状を与え、同一仕様で製作した結果、異なる仕上り精度を持つ3枚の二次元翼模型を用いて同一風洞で実験を行ない、各翼模型の仕上り精度と得られた空力特性の関係を検討した。また、これらの翼模型の仕上り断面寸法を与えて数値計算を行ない圧力分布データを求め、模型の仕上り精度の影響が数値計算によって、どの程度把握できるか調べた。

2. 記号

| | |
|------------|--------------------|
| c | 翼弦長 |
| C_D | 抵抗係数 |
| C_L | 揚力係数 |
| C_m | 縦揺れモーメント係数(前縁周り) |
| C_p | 翼面上の圧力係数 |
| C_p^* | 音速点における圧力係数 |
| f | 平均矢高(翼厚中心と翼弦線との距離) |
| M_{DD} | 抵抗発散マッハ数 |
| M_∞ | 一様流マッハ数 |
| P | 翼面上の圧力 |
| P_0 | 総圧(集合洞総圧) |
| P_∞ | 一様流静圧(測定部静圧) |
| R_E | レイノルズ数(翼弦長基準) |
| t | 局所的な翼の厚み |
| x | 前縁を原点とする座標の気流方向の距離 |
| z | 気流と直角方向の距離 |
| α | 翼の迎角(翼弦線と気流方向の角度) |

3. 風洞, 模型および実験条件

3.1 風洞

風洞は航空宇宙技術研究所 2 m × 2 m 遷音速風洞⁴⁾を使用した。測定部は四周の壁面が垂直な多数の抽気孔を有する開孔比20%の多孔壁測定部である。測定部の側壁はいずれも気流と平行に調整した。2 m 翼幅の模型の試験は全機模型用測定部を用いたが、翼端における二次元性を保持するため両側壁の抽気孔は全閉とし、模型の上下壁は20%開孔比のままとした。80 cm 翼幅模型の試験は半截模型用測定部を使用した。

3.2 模型

供試模型の翼型の断面形状は、ホドグラフ法による翼

型を過ぎる遷音速ポテンシャル流の高梨の厳密解⁵⁾により与えられたものである。設計条件は、翼型の厚み比を10.4%とし、 $M_\infty = 0.745$, $\alpha = 0.7^\circ$ において揚力係数 $C_L = 0.23$ を得るとされている。

高梨の計算により与えられた翼型座標の点数は上下面あわせて60点にすぎなかった。そこで模型工作上支障のないように必要な個所を多項式近似により補間して、上面69点、下面41点の座標点を定めた。

遷音速風洞試験を実施した3枚の二次元翼模型の翼弦長はいずれも40 cm とした。翼幅は1枚が2 m, 他の2枚は80 cm である。図1にその平面形を示す。

2 m 翼幅の模型は、この風洞の測定部の横幅に合わせて製作した。模型が大型で(重量約200 kg)製作加工上からは空気力に対する強度・剛性および翼断面形状の二次元性の確保などに、また、風洞試験上からも模型の取付迎角設定等、若干の問題があった。これらの改善を図るため模型を小型軽量化することとし80 cm 翼幅の模型(重量は約80 kg)を製作した。この結果、上記の不都合は解消した。

2 m 翼幅模型を測定部に取付けた状態を図2に示す。2 m 翼幅模型は全機模型試験用測定部中央の左右の側壁にあるシュリーレン用窓枠で水平に支持した。模型の迎角の設定変更は風洞停止時に手動で行なった。

80 cm 翼幅模型の取付状態は、図3および図4に示す。半機模型試験用測定部床面の壁天秤で垂直に支持した。模型の上下両端に直径1 mの円形端板を付加することにより、二次元性を保たせることとした。下側の端板は壁面の境界層の影響を避けるために、高さ25 cmの下部支柱により壁面から離してある。上側の端板は上部壁に取付けた長さ95 cmの支柱に固定し、模型とは切離されているが、模型との隙間の気密を保ちながら模型の水平面の移動を拘束する。ただし、模型の迎角変更は壁天秤の変角機構により、通風中にも風洞外から遠隔操作が可能であった。

これらの二次元翼模型には圧力分布を求めるために一様流方向に多数の静圧孔(直径0.5 φ)を設けた。翼幅方向の位置は、翼幅中央部のほか翼面上の圧力分布の二次元性を確かめるために、翼幅位置にも設けた。

それぞれの静圧孔の個数は表1に示す。また、静圧孔相互(前後)の干渉を防ぐために静圧孔の列を一様流の方向から、図1に示すように15°傾けた。

前縁付近では静圧孔が密集するが図5に示すように静圧孔を千鳥模様配列して相互干渉を避けるよう配慮した。

3.3 計測・処理

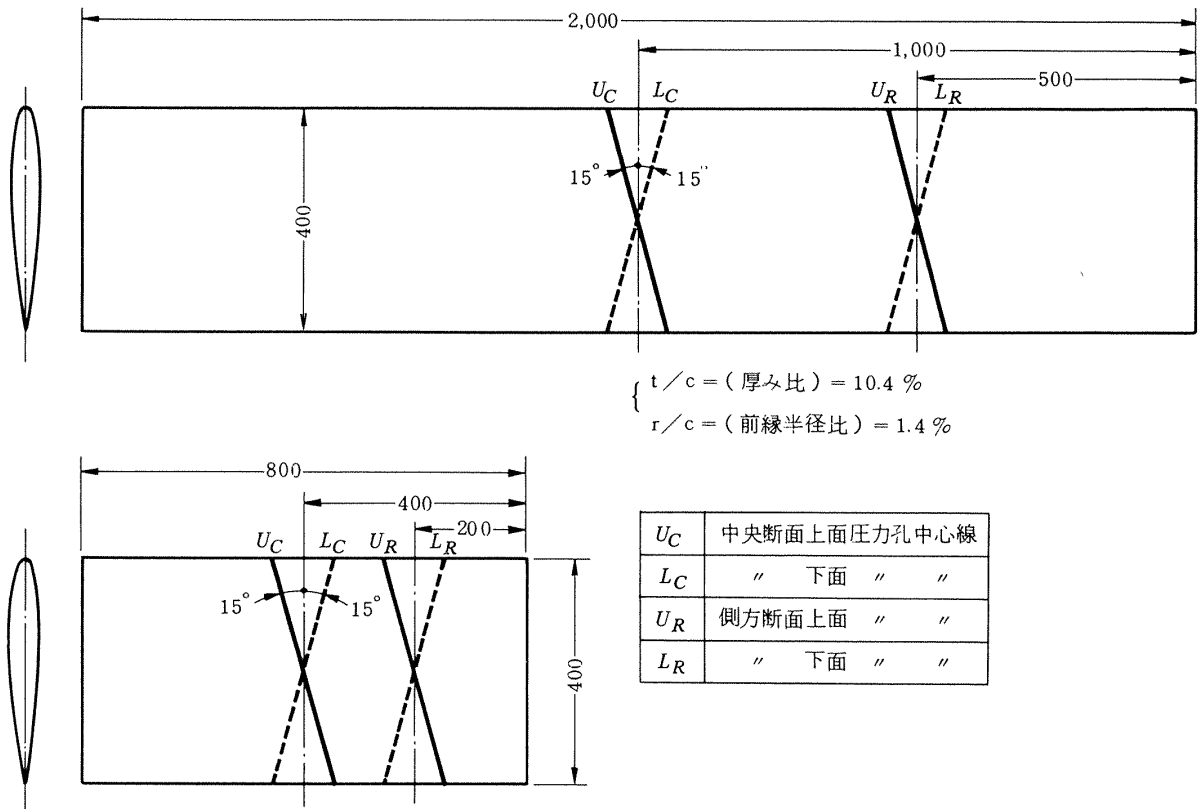


図1 翼模型の形状

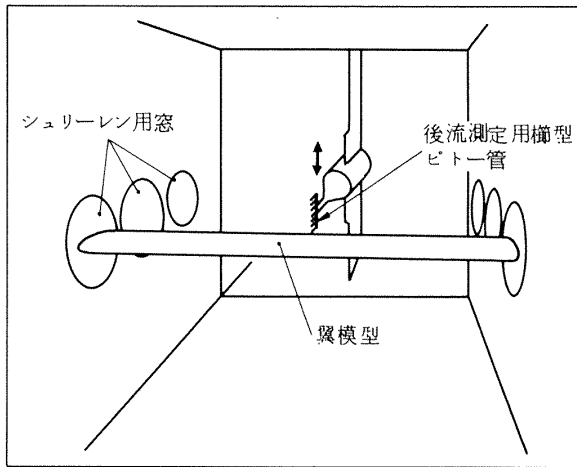


図2 2 m翼模型の取付(全機模型試験用測定部)

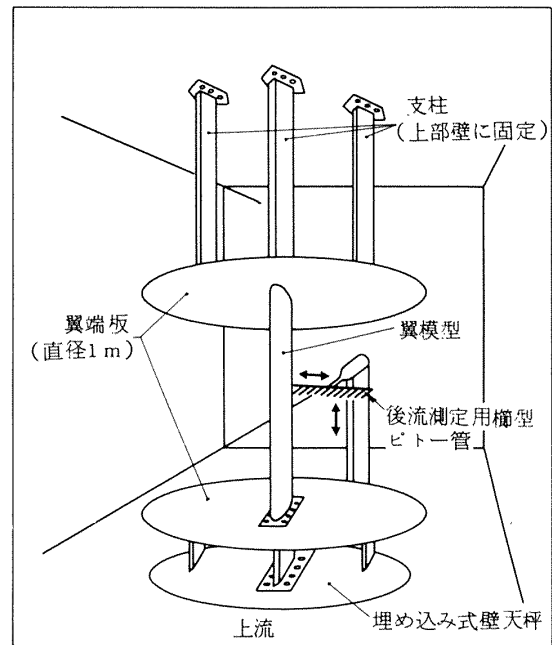


図3 0.8 m翼模型の取付(半機模型試験用測定部)

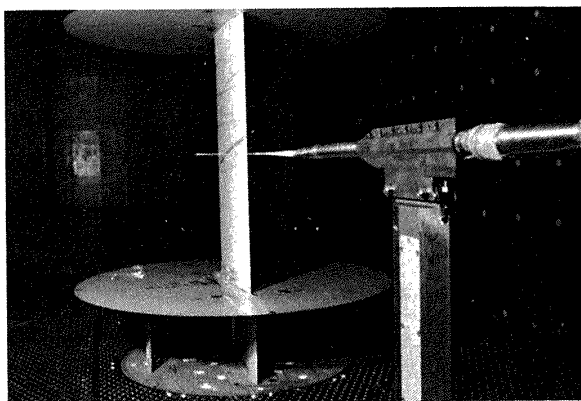


図4 0.8 m翼模型の取付(後方)

実験データは遷音速風洞データ処理システム⁶⁾⁷⁾により収録処理した。(図6)

模型上下面の圧力分布は、模型表面の静圧孔から模型近傍に設置した圧力切換器(スキャニバルブ3台)まで、直径1mmφのビニールパイプで導き、圧力切換器に内装した小型圧力変換器によりアナログ電圧として取り出し、風洞外のデータ処理システムに導きデジタル変換した。デジタル化した生データは、演算処理を加えて

表1 翼模型の種類

| 仕様 | 模型 | L翼 | S翼 | S'翼 | N翼 |
|---------------|----|-------|-------|-------|----------------|
| 翼幅 | | 2 m | 0.8 m | 0.8 m | 0.8 m |
| 翼弦長 | | 0.4 m | 0.4 m | 0.4 m | 0.4 m |
| 材質 | | SNCM | SUS | SUS | SC |
| 加工方法 | | 手仕上 | 手仕上 | 手仕上 | 数値制御 (4回仕上) |
| 工作用座標 | | 110点 | 110点 | 110点 | 1057点 |
| 圧点 力 孔数 | 中央 | 98点 | 86点 | 86点 | 88点 |
| | 側方 | 31点 | 30点 | 30点 | 30点 |

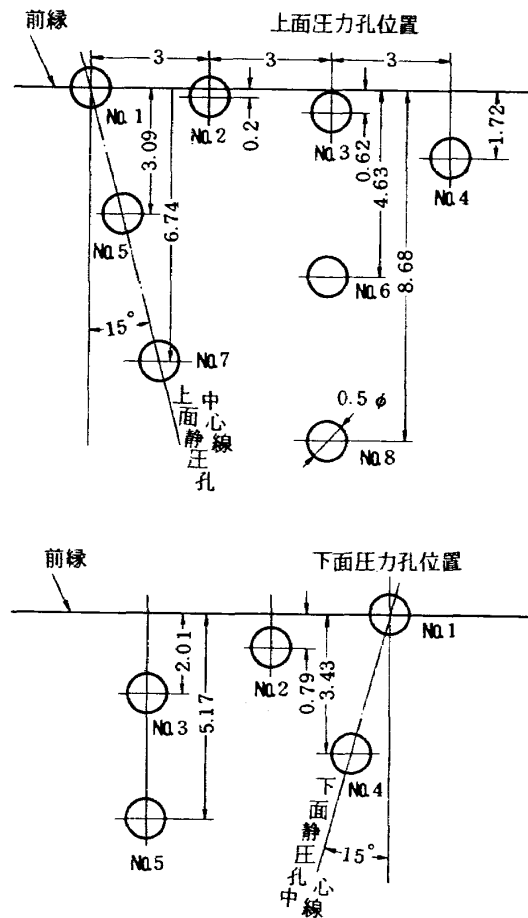


図5 前縁部の圧力孔

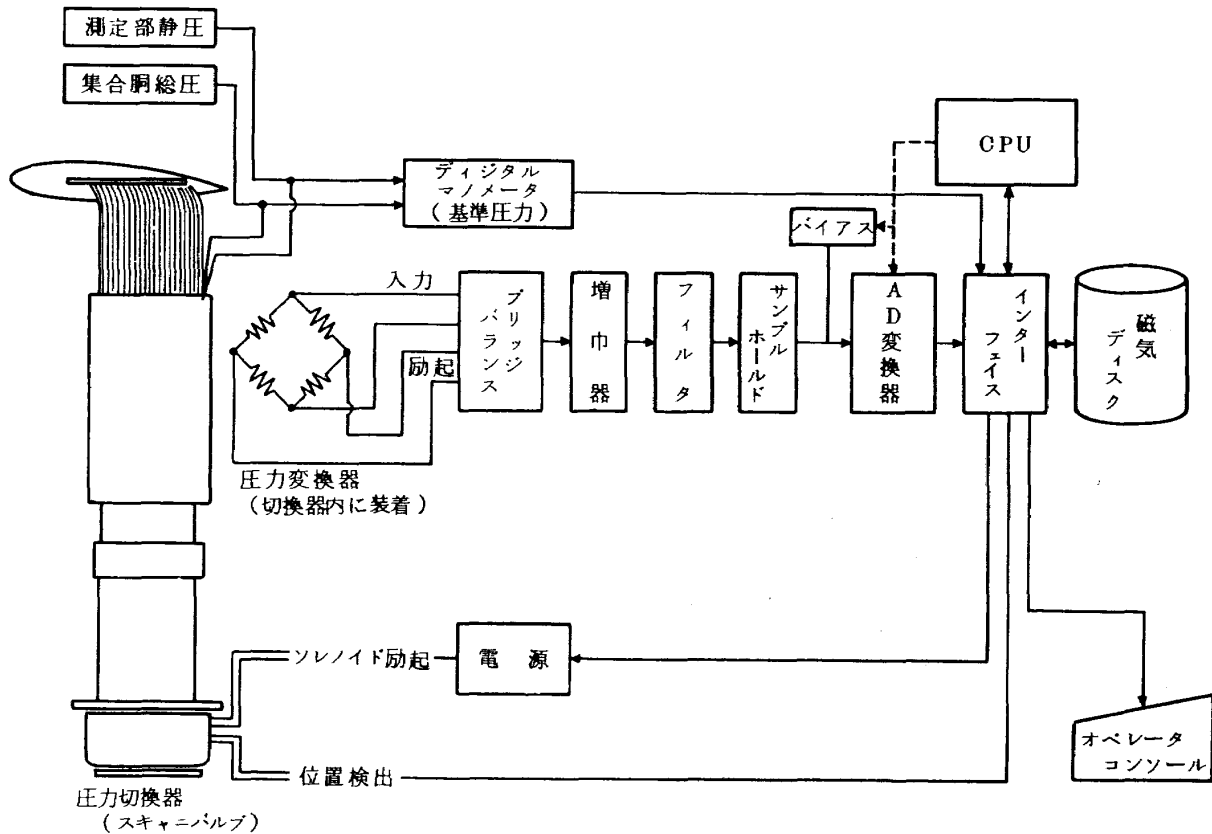


図6 圧力計測系統図

圧力係数等求め、更にこれを積分して揚力係数、縦揺れモーメント係数とした。

抵抗係数は、伴流を測定して求めた。伴流中の静圧および総圧は、模型後縁から1翼弦長下流に筒型ピトー管を一樣流と平行に置き上記の模型表面圧力分布と同様に測定した。

使用した筒型ピトー管は、静圧管2本および総圧ピトー管41本からなり、その詳細は図7に示す通りである。また、伴流の測定に際しては、模型の迎角変更により気流と直角方向に伴流が移動するから、筒型ピトー管の幅の中に、常に伴流を促えるように追尾した。

3.4 実験マッハ数

実験したマッハ数は0.5, 0.6, 0.7, 0.75, 0.8, 0.81, 0.83の8種類であり、迎角は0°, 1°, 1.5°, 2°, 3°, 4°の5種類であった。翼弦長を基準とした実験レイノルズ数範囲は、 $3.85 \sim 5.5 \times 10^6$ (集合胴総圧 約100 kpa)である。

なお、実験マッハ数の設定精度は±0.001以内であり、迎角の設定精度は±0.025°以内であった。

4. 模型の工作精度

模型の工作精度を期待する風洞実験精度に合わせて具体的に決定するための基準は、現在のところ見当たらない。模型の製作精度は、翼模型では翼弦長の0.1%または0.05 mm、粗さは3~6 μ s程度⁸⁾ともいわれるが、我々は今回の実験に際してこの翼模型の特性の把握のために

は、翼模型の工作誤差が図8に示す許容誤差範囲内であれば良いとし、また技術的にも可能であると考えた。

つまり、前縁から25%翼弦長までは誤差±0.02 mm以内とし、他は誤差+0.02~-0.08 mm以内とした。しかし、これを全翼幅について要求することは模型工作上無理なので、±0.02 mmの誤差を厳守する範囲としては翼模型圧力孔を中心にして翼幅方向に±100 mmの範囲内に限定することとした。

翼断面形状の許容誤差を翼弦長との比率で表わすと、翼弦方向には前縁から25%まで、翼幅方向には模型圧力孔を中心として左右に±100 mmの限られた範囲では±0.05%以内であるが、その他の翼面上においては+0.05%から-0.2%以内となる。

4.1 翼型ゲージの仕上り精度

翼型ゲージは翼模型断面形状の検定用として、翼模型の上面用および下面用ゲージをそれぞれ製作した。また、翼模型上下断面の厚みおよびズレの検定用として前縁はさみゲージを製作し、計3種類を準備した。

図9はこれらの翼型ゲージの工作誤差を示したものである。許容誤差範囲を0~+0.2 mmと規定したが、多少のバラツキはあるが全般的には良好な仕上り程度であった。

4.2 翼模型の仕上り精度

翼模型の加工方法は、表1に示したように手仕上げによるものと、数値制御(NC)機械によるものとの2種類である。

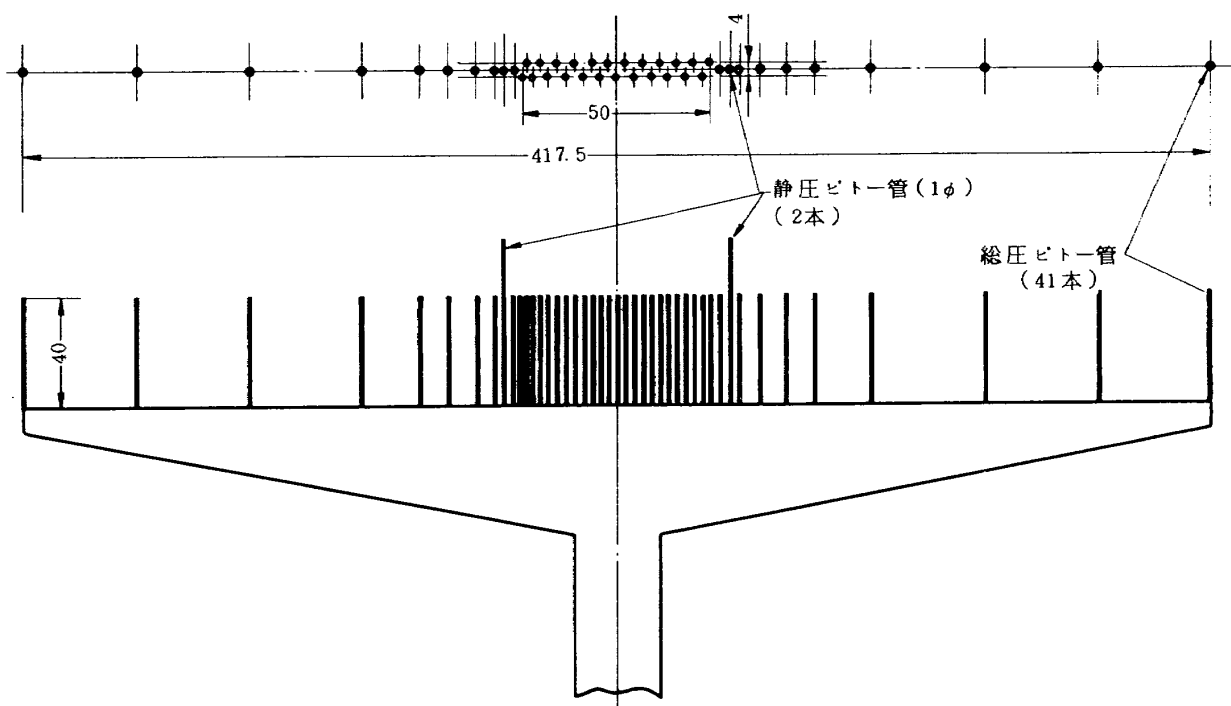


図7 筒型ピトー管

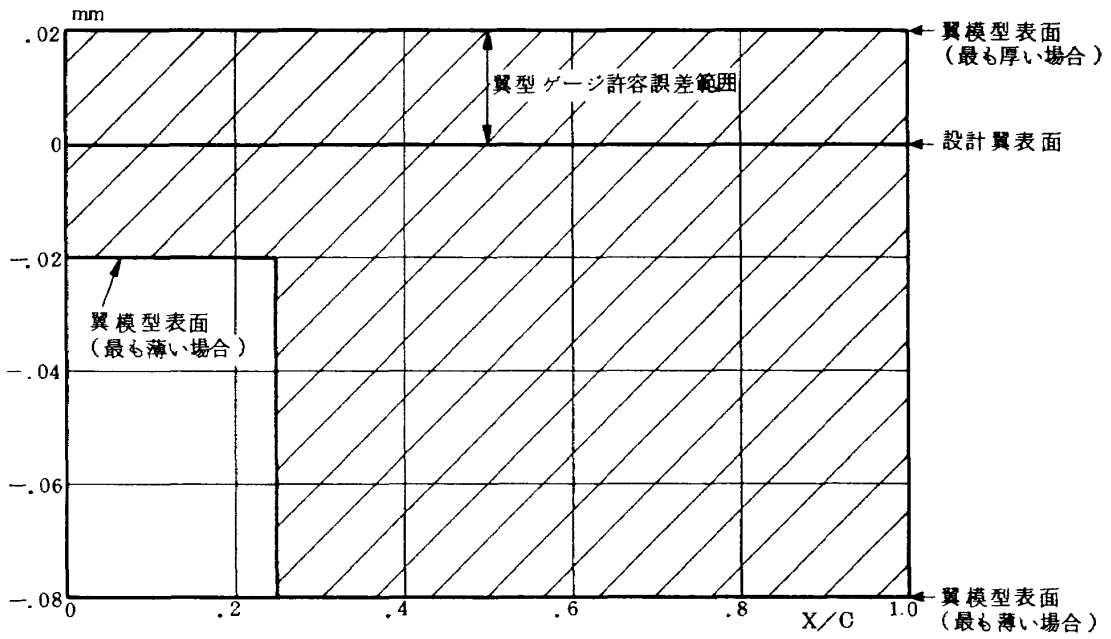


図8 翼模型の許容誤差(斜線の範囲)

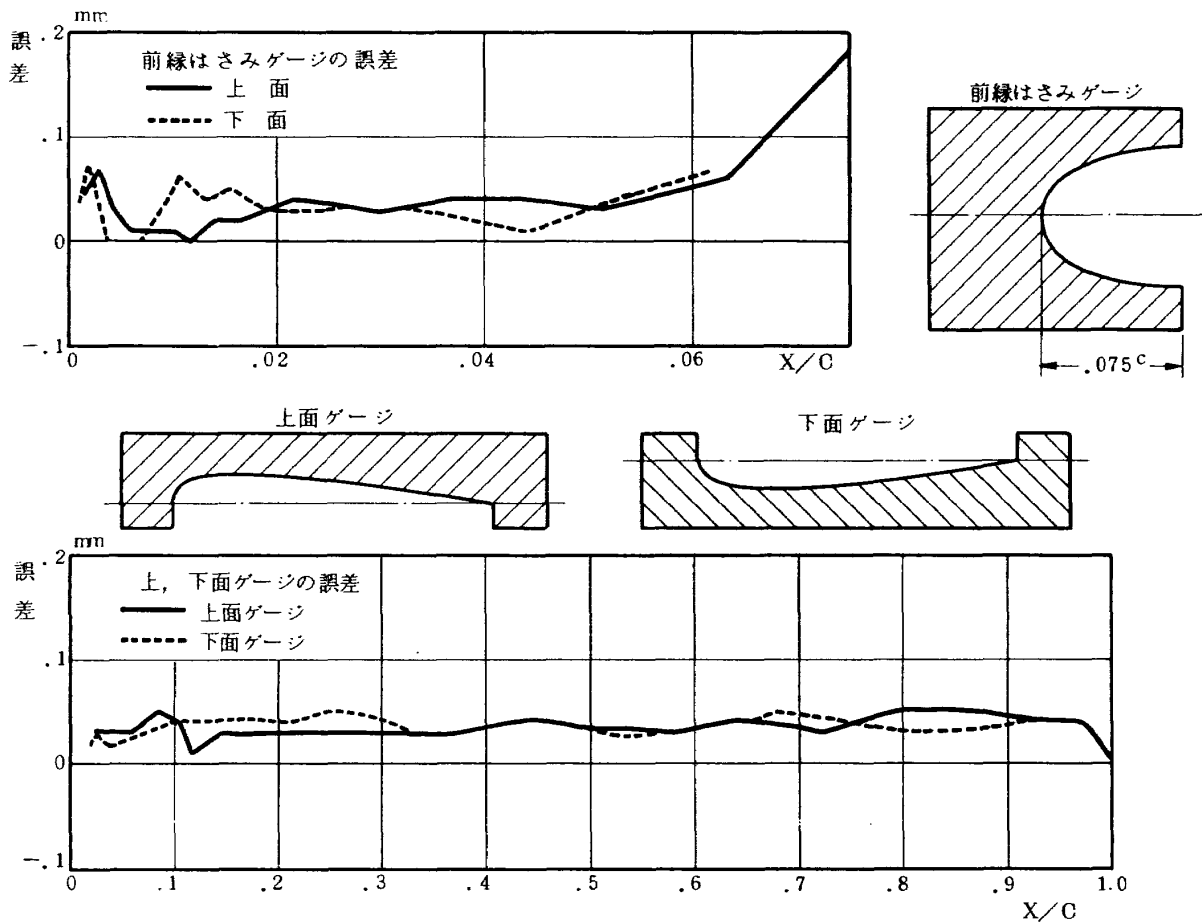


図9 翼型ゲージの工作誤差

完成した翼模型の検査は、翼模型に翼型ゲージを密着し、両者に隙間があればそこに厚みゲージを挿入することにより測定した。

一方、航技研の三次元座標測定器⁹⁾により翼模型の詳細な断面形状測定を行なった。図10に示すような定義により各翼模型について工作誤差、厚み誤差および平均矢高誤差などを整理したのが図11から図14である。(形状測定値は付表1に示す)

4.2.1 L翼模型

2 m 翼幅模型(以下、L翼とする)の誤差は、図11に示すが上面後縁部の形状は、加工上の不注意によるものか翼の厚みが大幅に不足している。また、下面後縁部では上面とは逆に厚みが増加しているが、全体として後縁部の肉厚は設計値より薄くなった。前縁から65%翼弦長までは約0.1 mm、翼弦長との比で0.25%厚く、これは上面の5%~40%翼弦長までと、下面の10%~65%翼弦長までの厚みの増加によるものである。平均矢高の誤差は、40%~60%翼弦長にかけて減少の傾向にある。

4.2.2 S翼模型

次に80 cm 翼幅模型(以下、S翼とする)の工作誤差を図12に示す。翼厚は55%翼弦長から後縁にかけて約0.1 mm 不足しており、これは下面の厚み不足によるものである。また、上面の前縁部から20%翼弦長にかけて翼弦方向に高さ0.1 mm のうねりがあり、翼厚も増減の変化が激しくなっている。平均矢高の誤差は、5%~16%翼弦長において減少している。

4.2.3 S'翼模型

S翼の風洞実験値は、L翼の実験値と比べて前縁附近での圧力分布にかなりの差異が生じたため(第20図参照)、両翼の工作誤差を検討した結果、S翼における上面前縁部に存在するうねりが悪影響を与えているものと推定し、これを無くすため数回の修正を行なった。しかし、模型の材質がステンレス鋼であるため、微細な修正加工は困難をきわめ、最終的には前縁部で0.1 mm 肉厚を減らす大幅な修正を施すこととなった。改修後のS翼(以下、S'翼とする)の誤差を図13に示すが、前縁部のうねりは除去され、全体に滑らかになった。翼厚は、前縁部を削り取った事により全体としては不足気味となったが、平均矢高の誤差は、ほぼ一定値に平均化された。

4.2.4 N翼模型

模型の工作精度をさらに良くするという目的から、従来の手仕上げ加工にかわり、数値制御によるNC加工によって80 cm 翼幅模型の製作を試みた。(以下、N翼とする)N翼の形状検査の結果は図14のように下面の15%翼弦長附近を除きほぼ滑らかに仕上がっている。ただし、上面下面とも翼厚が不足であり全体としては約0.1 mm、翼弦長との比で0.25%程度薄い翼断面形状となっている。平均矢高の誤差は15%翼弦長附近を除いては無視できる。

NC加工の場合に工作精度を高めるには、加工する形状を表現する座標点を多数定めて切削点数を多くし、また、切削量を漸減させて切削回数を多くすることが有効である。このN翼の場合、切削用翼断面座標として上下面合わせて1057点を与え4回の切削仕上げを行なった。

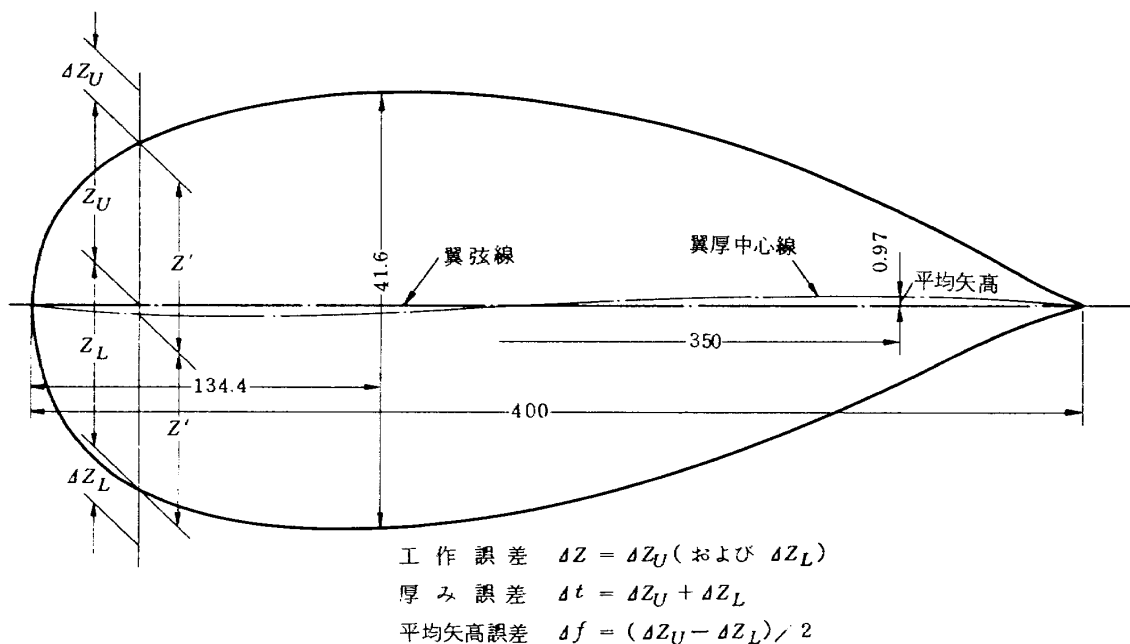


図10 模型の工作誤差の定義

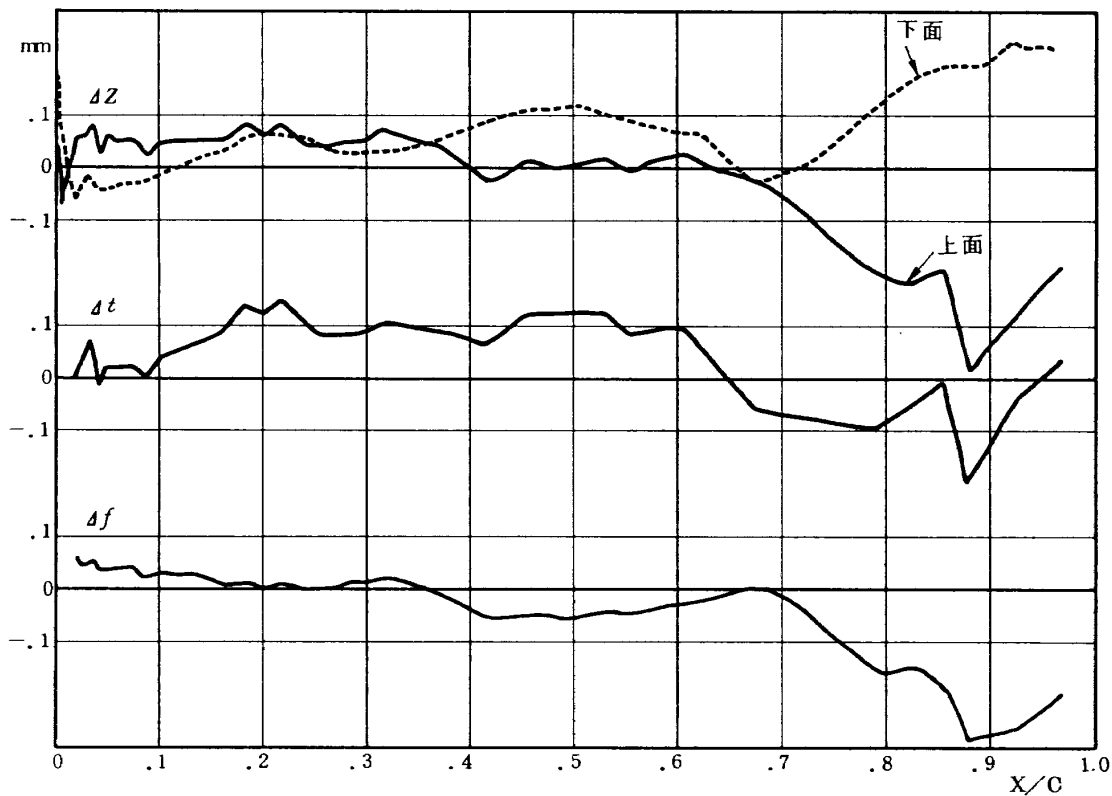


図 11 L翼の工作誤差

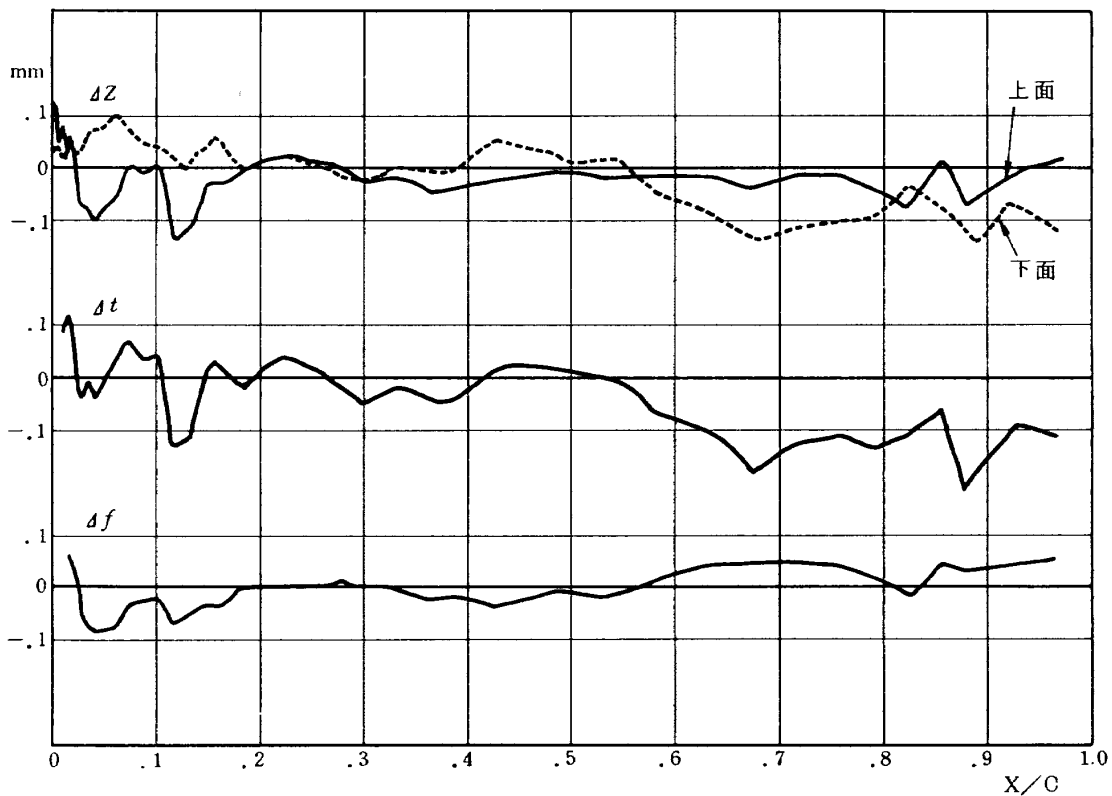


図 12 S翼の工作誤差

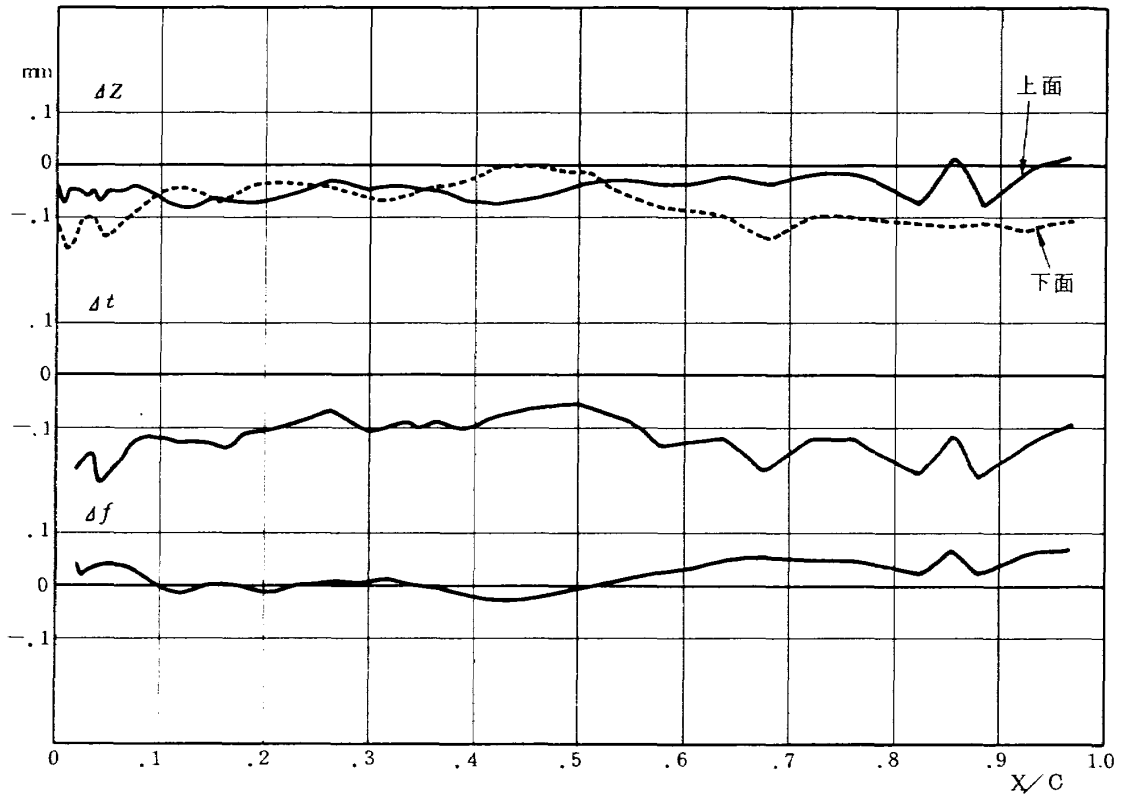


図13 S'翼の工作誤差

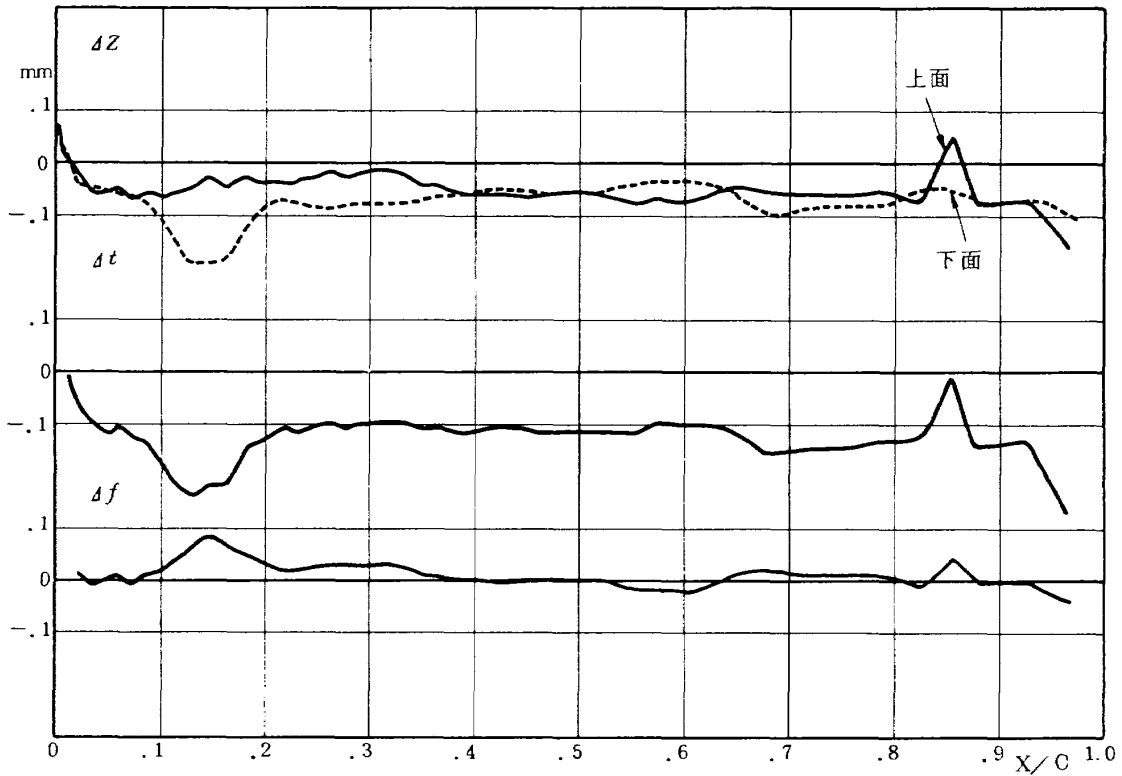


図14 N翼の工作誤差

通常は10回位が適当であるということで、切削回数の不足によるものか模型表面上のいくつかの弦長位置において、翼幅方向に工作に使用した刃物の切削後の細い條痕が見られた。なお、数値制御加工を試みる主旨からすれば切削用翼断面座標1057点の全てを直接高梨の計算により求めることが望ましいが、多大の時間(約2000時間)を要するのでやむを得ず多項式近似による補間により求めた。

5. 実験結果

5.1 再現性・二次元性

実験値の比較を行なうときには、実験に使用した風洞の実験条件の再現性の良否が問題になる。実験条件とは、模型の取付や迎角設定および圧力など、測定諸量の計測の誤差や再現性を含めたものである。

そこで2m×2m遷音速風洞について検討する。まず、図15に示すL翼の圧力分布に見られるように実験日時の隔たりが約2年位あっても、両実験値は良く一致している。また、図16ではN翼による同じような実験の結果であり、この場合にも実験日時の違いによる実験値の差異はないといえる。これらの図15および図16から分かるように2m×2m遷音速風洞においては、実験条件の再現性は十分に得られると言って良い。従って、これから述べる同一翼断面形状を有する幾つかの模型による、同一

実験条件での実験から先じた実験値の差は、供試模型の工作精度の影響によるものであると考える。

二次元性については、3.2項で述べたように翼模型中央部と1/4翼幅位置に設けた圧力孔により測定した圧力分布の比較により確かめた。2m翼幅の模型(L翼)は縦横比が5で、80cm翼幅の模型(S, S'およびN翼)では縦横比が2である。80cm翼幅模型は縦横比が小さく、また直径1mの翼較板付なので翼模型上における気流の二次元性が問題となるが、図17および図18のS'翼, N翼の実験結果に示すように、二次元性は十分保たれているといえる。

なお、4.2項で述べた各翼模型の工作誤差は中央断面における値であるが、1/4翼幅位置での工作誤差の測定結果は中央断面とほぼ同程度であった。

ただし、本報告は主として二次元翼模型の翼幅の中央部断面について、翼弦方向の工作精度つまり翼断面形状の誤差と空力係数を検討するが、実際には翼幅方向に工作誤差が一樣とは考えられぬから、供試模型の二次元性と言った観点から、翼幅方向の誤差による影響についても、模型の形状の詳細な測定を行ない、風洞実験結果に対する影響を考察する必要がある。

5.2 理論値と実験値

理論的に求められた翼断面形の空力的性能と、与えられたこの翼型形状を持つ模型による風洞試験の結果の対

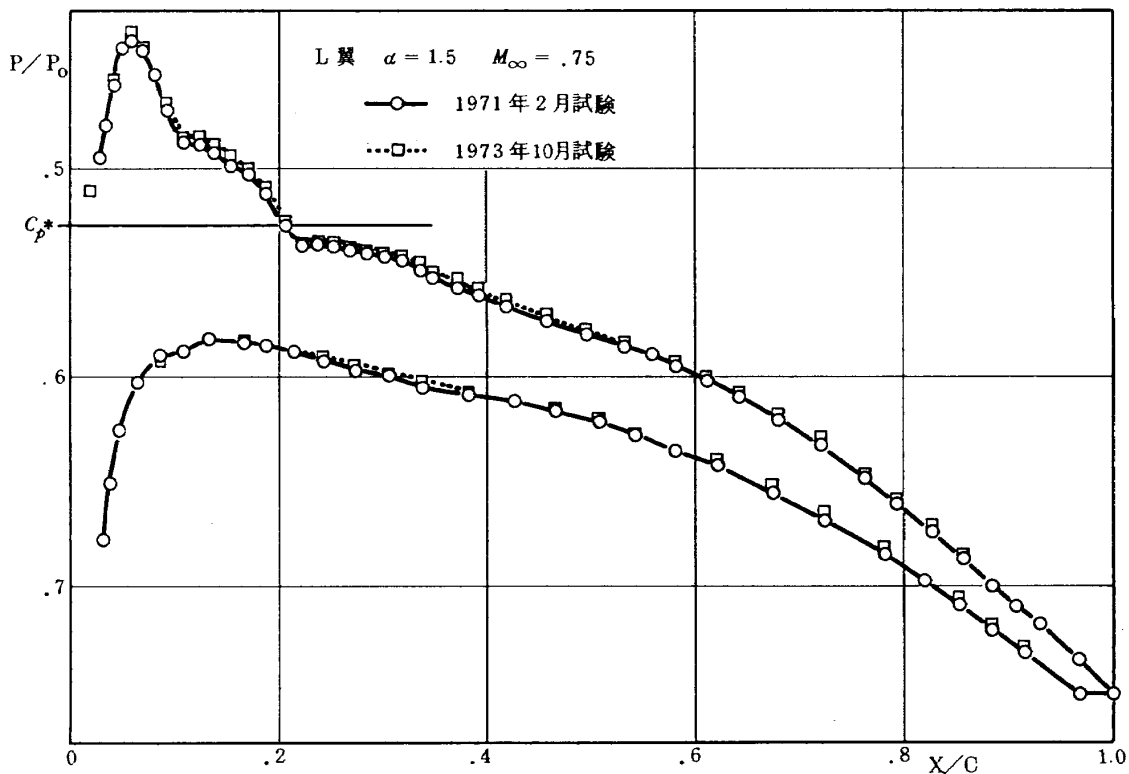


図15 実験の再現性(L翼)

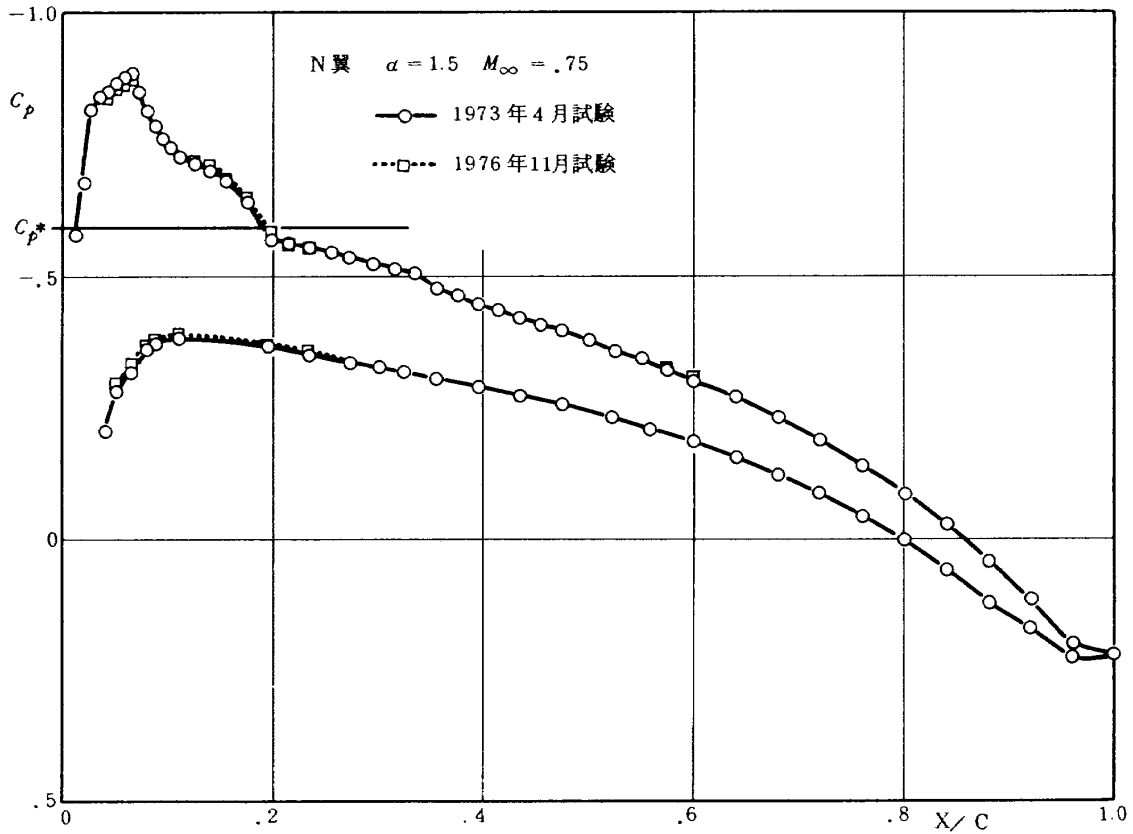


図 16 実験の再現性 (N翼)

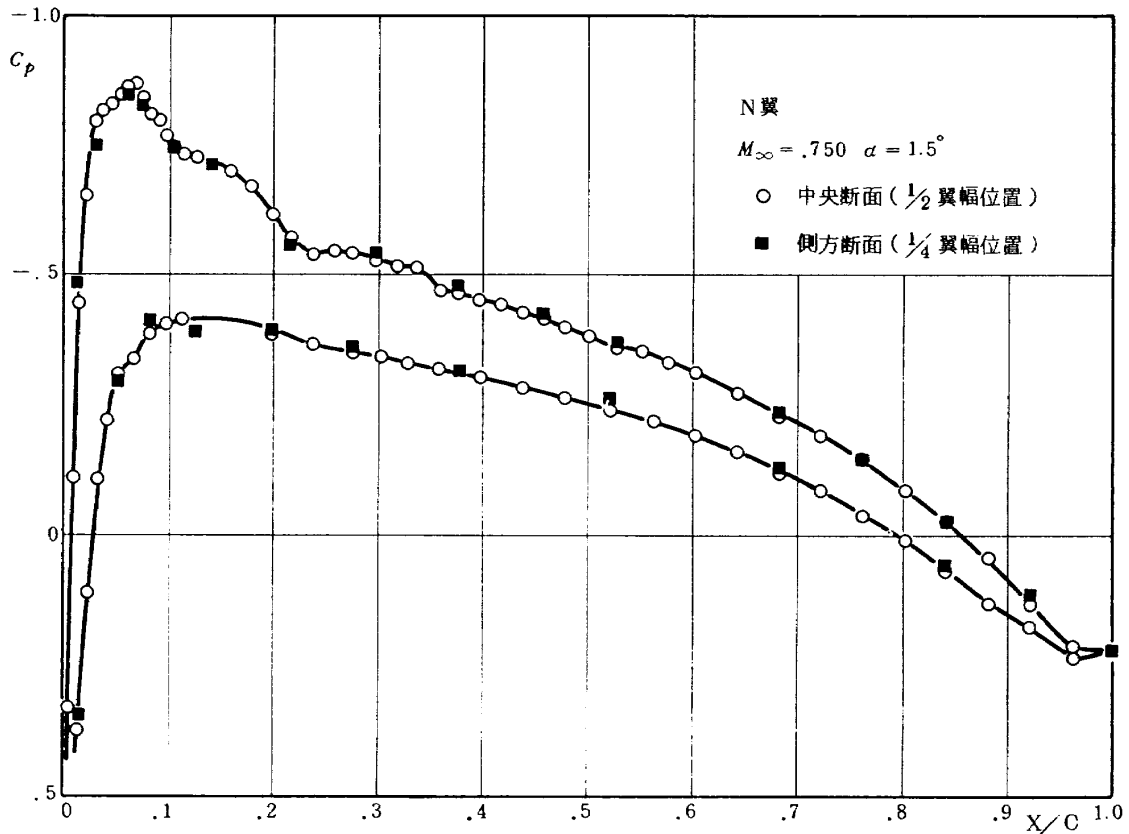


図 17 N翼の二次元性

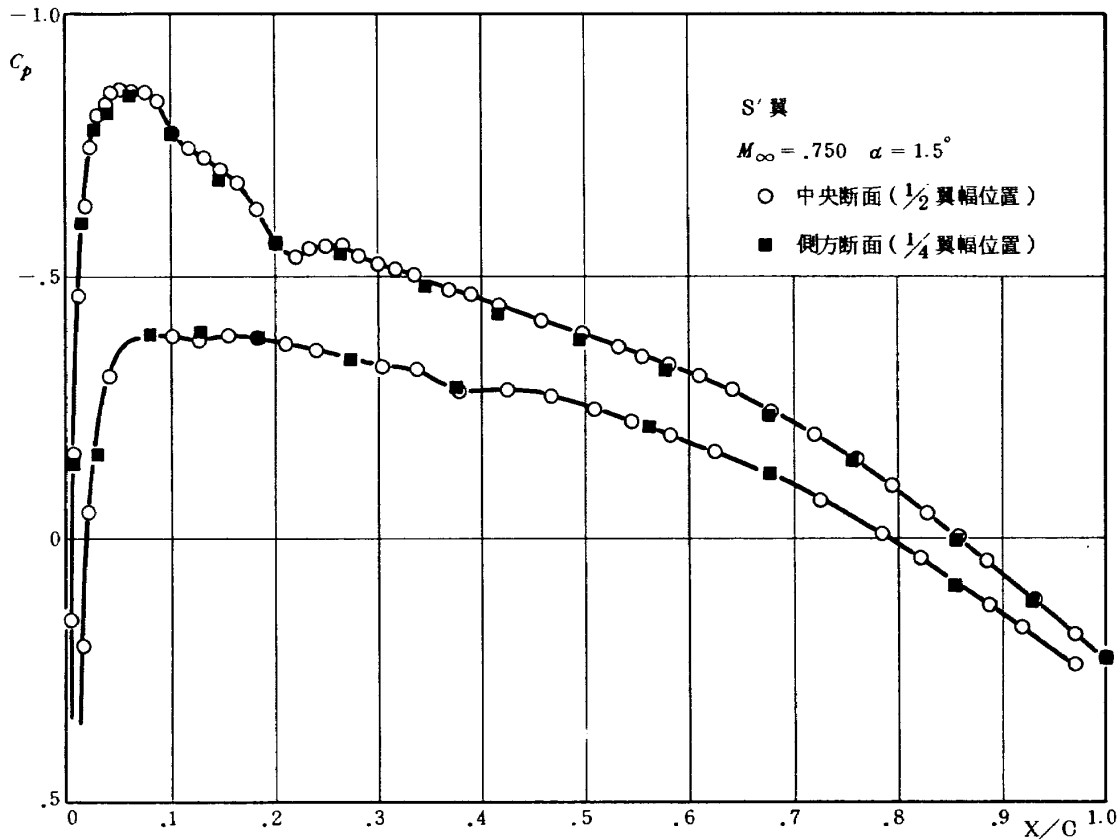


図 18 S' 翼の二次元性

比も興味がある。そこで、一例としてL翼について述べることにする。

まずL翼の実験を設計条件の一樣流マッハ数0.745，迎角 0.7° について行なった。しかし，揚力は設計値より大幅に低く，理論値と実験値の一致は良くなかった。そこで，一樣流マッハ数および迎角を揚力の値が設計値に近づくように種々変えて実験した結果，図19に示すように $M_{\infty} = 0.751$ ， $\alpha = 1.5^{\circ}$ としたとき，実験よどみ点は理論よどみ点に最も近づいた。設計条件における理論値と上記の $M_{\infty} = 0.751$ ， $\alpha = 1.5^{\circ}$ の実験値を圧力係数の C_p で比較したのが図20である。これらの迎角および一樣流マッハ数の理論値と実験値の相違は，粘性による影響のほか，測定部の多孔壁（垂直孔，20%開孔比）による壁干渉¹⁰⁾等に加えて，模型断面形状の誤差による影響も含まれているものと考えられる。

5.3 圧力分布の比較

5.3.1 設計マッハ数近傍

L翼における実験をもとにして，S翼，S'翼およびN翼についても，ほぼ同じ条件で実験を行なった。

これらの実験結果は，図21に示すように翼上面の前縁附近に特に大きな差異が見られた。

図22は前縁附近の翼模型上面圧力分布を拡大したもの

であるが，特にS翼の実験値に著しい特徴があり圧力分布のピークが2.5%翼弦長と11%翼弦長の二個所に生じている。これを図10の模型の工作誤差と対照すると，圧力分布は模型の形状に対応した変化をしていることが分かる。既に述べたようにS翼の工作誤差は，理論設計翼断面と比較した時，前縁から2%翼弦長では翼厚が厚く，このため速度上昇は大きく，圧力分布のピークは理論値に比べて早い立ち上がりを示している。また，4%翼弦長と12%翼弦長を中心とする二個所には，翼厚が最大0.1mm薄い部分があり，ここでは速度の下降と上昇が行なわれ2番目のピークを形成している。このように，前縁から20%翼弦長までの $+0.1 \sim -0.1$ mmの大きなうねりが原因となり，局所流速の急激な増減を生ぜしめて，圧力分布の異常に寄与していることが推定される。

この改善を図って断面形状を修正したS'翼では，模型の工作誤差が減少し，うねりが滑らかになったことにより圧力分布のピークは抑制された。

この種のいわゆるピーキー翼においては，衝撃波なしの流れを形成する上で本質的な働きをする前縁附近の流れの適正な圧縮と膨張のバランスを保つことが大切である。従って，前縁附近の形状が圧力分布におよぼす影響は非常に強いから，工作誤差によってピークが一個所以

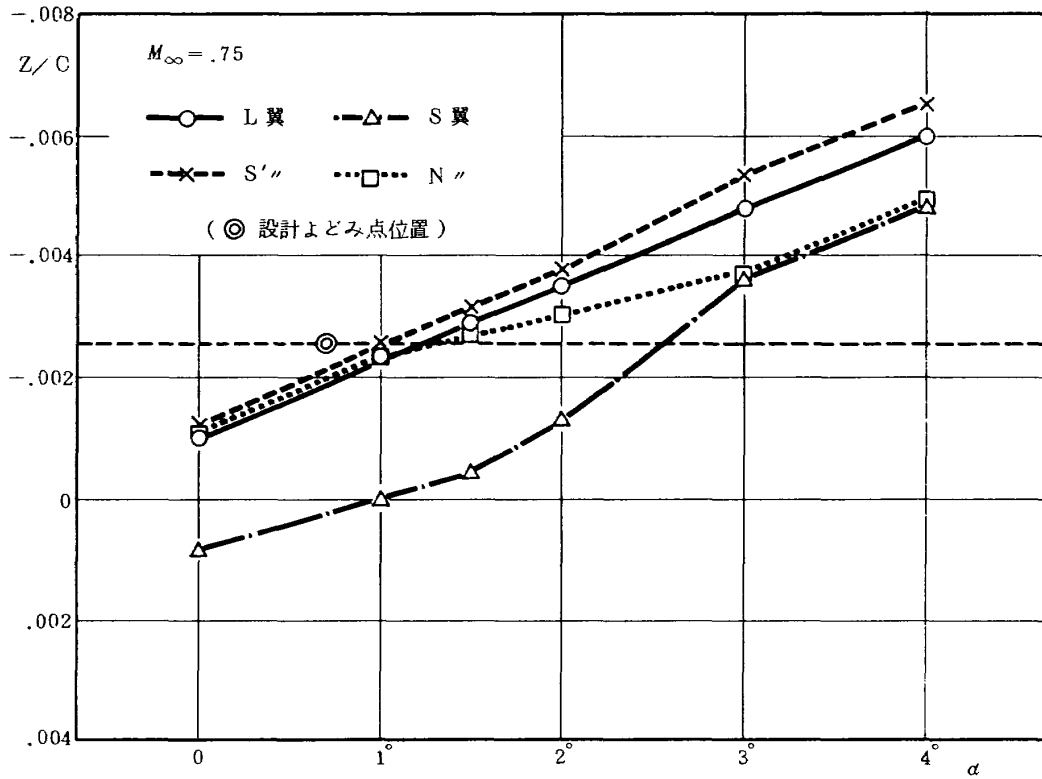


図 19 迎角とよどみ点位置

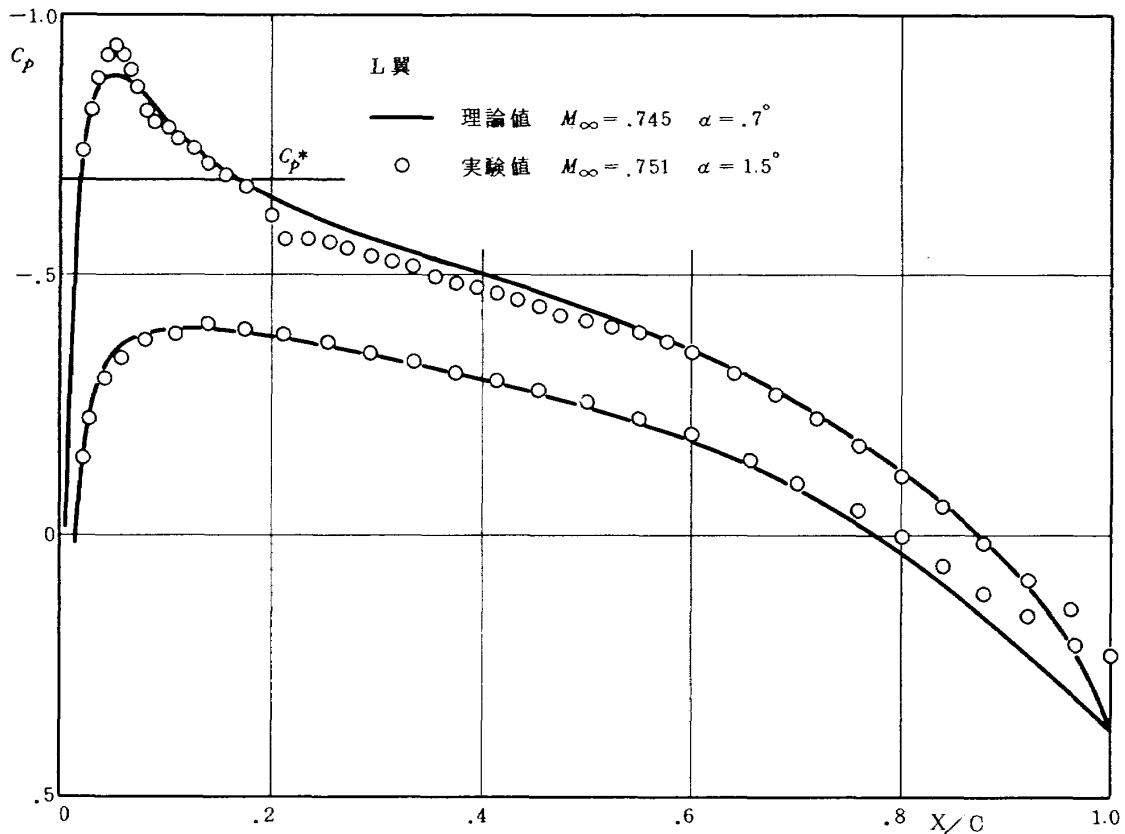


図 20 理論値と実験値 (L翼)

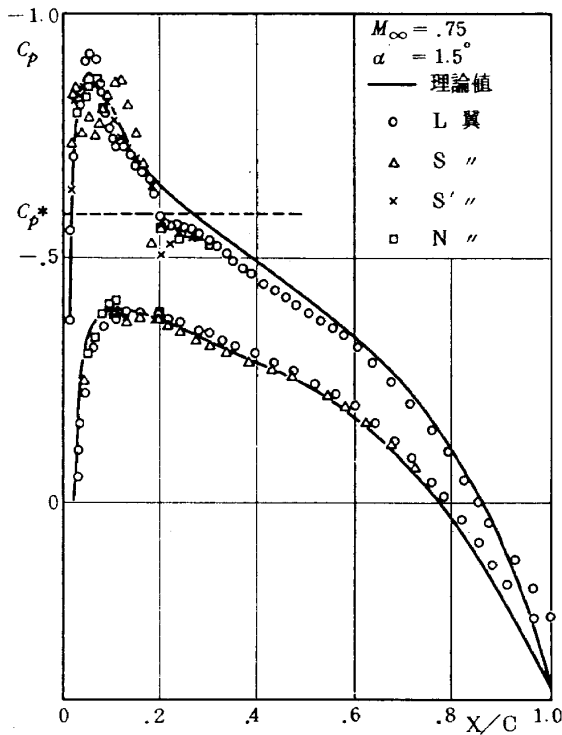


図21 実験値

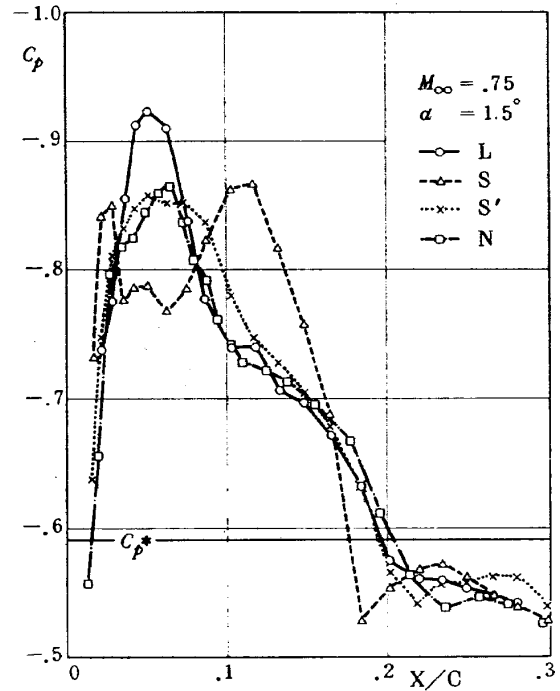


図22 前縁附近

上現われる場合が起きる。

また、N翼は前縁から3%翼弦長にかけて翼厚が設計値に対して薄くなっており、速度上昇を押さえられた形になっているため、前縁における圧力分布のピークの形成が阻害され滑らかでない。

下面の圧力分布については、いずれの翼モデルも翼面上の速度が亜音速であり、あまり大きな変化は見られず、翼厚に比例して速度は増減している。

5.3.2 設計マッハ数前後

これらの翼型について、設計マッハ数以外のマッハ数での模型の工作誤差による圧力分布形状変化を検討する。図23は一様流マッハ数が設計マッハ数より低い $M_\infty=0.5$ の場合で、模型表面上はすべて亜音速である。低マッハ数では、模型断面形状の微小な変化は、それが原因となって圧力分布に対して大きな影響を与えている様子は見受けられない。また、図24は設計マッハ数より高速の $M_\infty=0.83$ の場合で、模型上面のかなり広い範囲にわたって超音速領域が現われた場合である。上面圧力分布でS翼の実験値だけが前縁から10%翼弦長にかけて高いことと、また、衝撃波の位置は各翼モデルによって差異がある。

翼下面の音速を超えた領域では、模型の誤差に対応して、圧力分布の形状に差異が見られる。

模型の断面形状の工作誤差が圧力分布の形状に与える影響は、設計点を外れたところでは小さい¹¹⁾と言われる

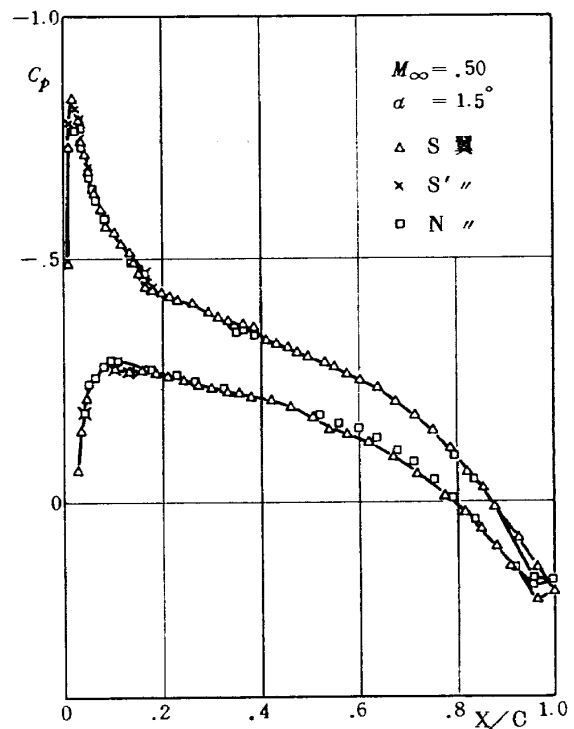


図23 設計マッハ数より低速の場合

が、この場合はほぼ類似した様相を示しているがピーク値、衝撃波位置に若干の差がある。また、後で述べるように空力係数等についての差も見られる。

5.4 空力係数について

上に述べた多くの圧力分布の結果を整理して揚力係数、

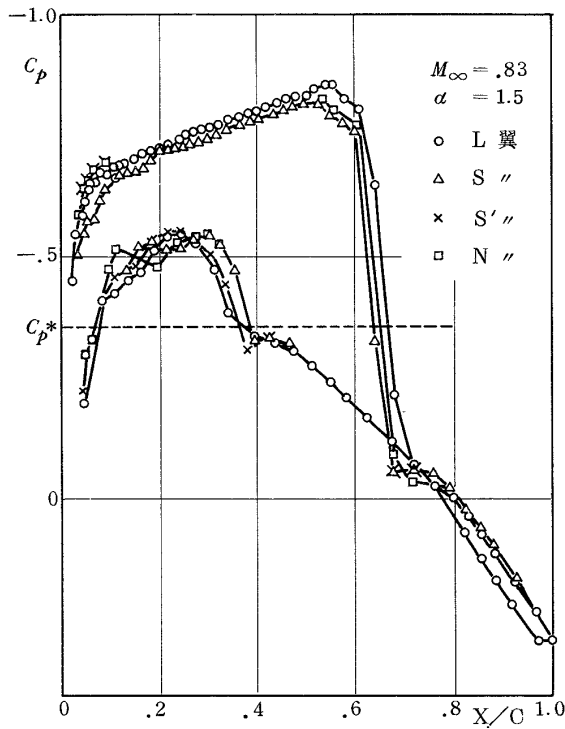


図24 設計マッハ数より高速の場合

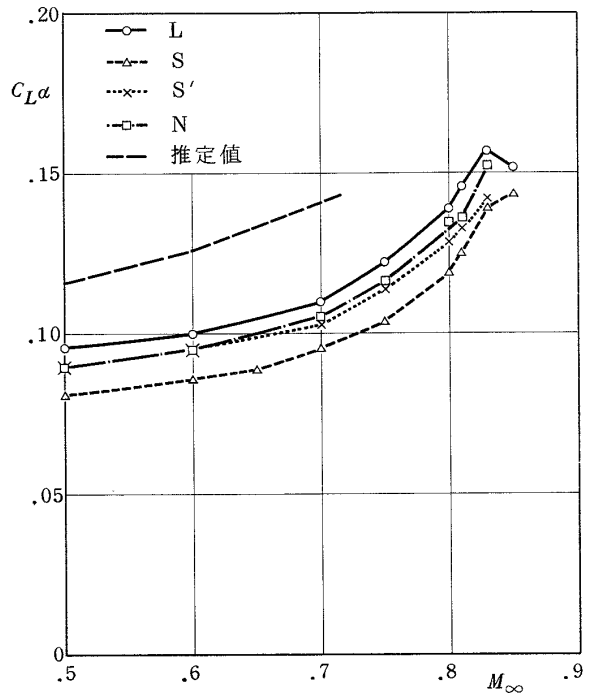


図25 マッハ数と揚力傾斜

縦揺れモーメント係数, 抵抗係数を求め, 更に揚力傾斜係数, 零揚力角, 縦揺れモーメント傾斜係数等について, 模型の工作誤差が空力係数におよぼす影響を調べた。

(主要な数値を付表2に示す)

5.4.1 揚力傾斜係数

各翼模型について, それぞれの揚力傾斜 $C_{L\alpha}$ と一様流マッハ数 M_∞ の関係は図25のようになる。圧力分布で前縁のピークが強く見られたL翼の値が最も大きく二個所にピークがあったS翼の値は小さくなっている。その差は約0.015であり, 低速から高速まで, 試験したマッハ数範囲の全域にわたりほぼ一定である。

L翼とS翼の揚力傾斜の違いは, 揚力係数と迎角のグラフ図26のように, 零迎角附近ではL翼よりもS翼の揚力係数が大きい, 迎角が増大するとその逆となっている。この理由をS翼の圧力分布に見られた2個所のピークの振舞いに起因するものとして考えてみる。図27はL翼とS翼について一様流マッハ数を一定とした時, 模型の迎角変化と対応する圧力分布を示したものである。迎角の小さい時にはS翼の2番目のピークによる揚力だけL翼より大きい。しかし, このピークは迎角の増加と共にむしろ減少し, 1番目のピークもそれ程強くないから, 総体的には揚力を低下させる原因となっている。S翼における揚力傾斜値が小さいのは, 圧力分布で見られるようにピークが2個所に分離したことによる影響と考えられる。ただし, 図26の迎角 2° ではL翼とS翼の揚

力係数はほぼ一致しているが, 揚力係数は積分値なので図27に見られるように圧力分布は必ずしも一致している訳ではない。

S翼を除いた揚力傾斜の傾向は, 各翼模型の工作誤差と対照すると, 翼厚が約0.1mm程薄いS'翼とN翼は, 翼厚の厚いL翼に比べて揚力傾斜係数は小さく, その差は翼模型の工作誤差による影響であると考えられる。

図25の破線はDATASHEET¹²⁾による推定値であるが, 各翼模型による実験値との間に隔たりがあり, その差は0.02程度ある。これは, 通気性のある多孔壁による風洞壁干渉によるものと思われる。

壁修正について, 低速における理論はすでに明らかにされているが, 遷音速では現在も種々の研究がなされている状態であり, 従ってこの風洞における適正な修正量もまだ定められていない。しかし, 修正量を求めるための試みの例として, 図28にL翼を使っている風洞壁干渉を調べた実験結果を示す。

模型の迎角を 2° に固定しておいて, 翼模型上下面に対向する多孔壁の壁面に占める抽気孔の面積比, すなわち開孔比を変えた時の圧力分布と揚力の変化を調べてみると, 壁面の開孔比を20%とした試験により得られた揚力の値に対して, 開孔比を小さくしていくと揚力の値は次第に大きくなる傾向がある。即ち開孔比0%, つまり固定壁相当とした時の実験の値と, 開孔比20%の実験値では揚力係数に0.015以上の差異を生ずる。迎角の小さい場合

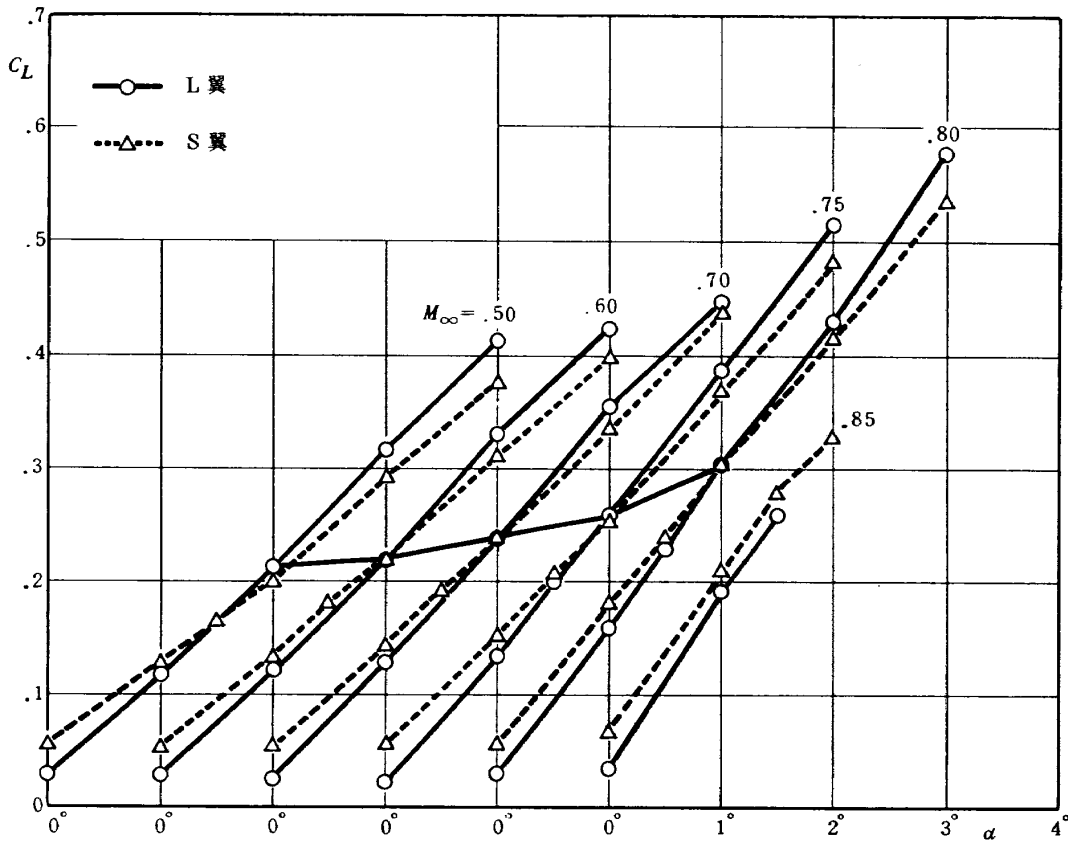


図 26 迎角と揚力係数

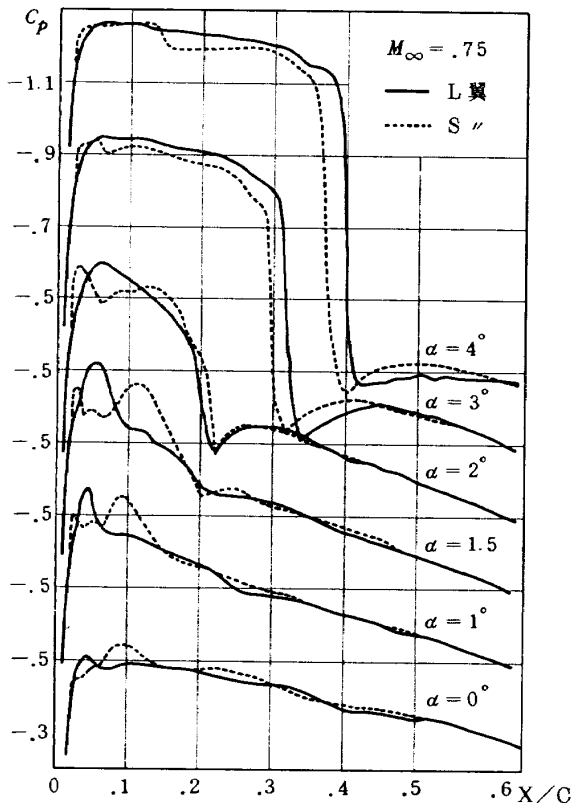


図 27 迎角と圧力分布

には、翼模型に生ずる揚力係数も小さいから開孔比の影響は少ないと思われる。模型の迎角を変えて多孔壁の開孔比と揚力係数の関係を求めれば、揚力傾斜係数の推定値と実験値の差を壁開孔比との関連で説明し得るかも知れない。

5.4.2 零揚力角

零揚力角とマッハ数の関係を図29に示す。この結果は揚力傾斜の傾向からも予想されることで、S翼の零揚力角の絶対値が最も大きく、他翼はほぼS翼の半分位である。零揚力角の絶対値は平均矢高に比例するが⁸⁾、この翼型の場合には図10に示したように翼厚中心(矢高)は、翼弦線に対して前縁から45%翼弦長まではマイナス側にあり、後縁部ではプラス側にある。矢高の最大となる位置は前縁部では12.5%翼弦長、後縁部では82.5%翼弦長位置である。

各翼模型の平均矢高の誤差を平均矢高が最大となる12.5%位置で見るとN翼が+0.06mm、L翼が+0.03mm、S'翼は-0.02mm、S翼は-0.06mmとなっている。この誤差と零揚力角の絶対値を比べてみるとほぼ比例しており、平均矢高が0.01mm増えると零揚力角の絶対値は約0.03°増し、その関係はマッハ数の変化によらずほぼ一定である。

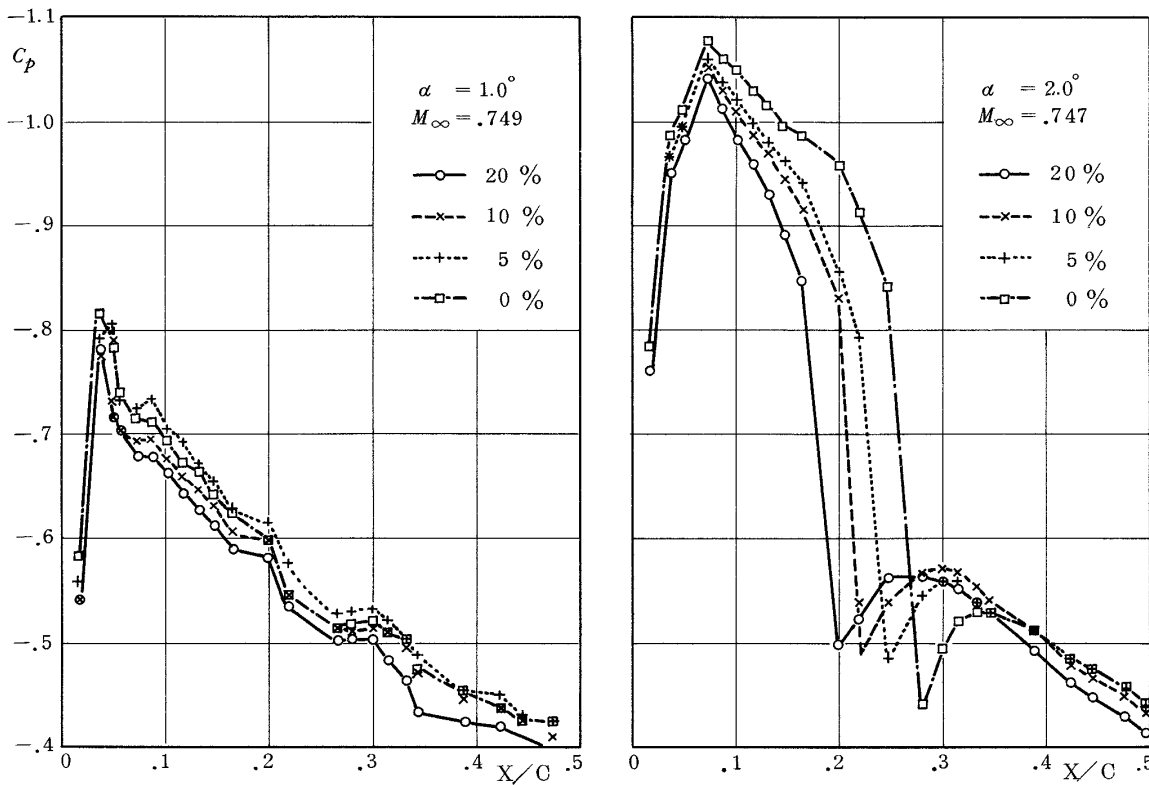


図 28 開孔比の影響 (L翼)

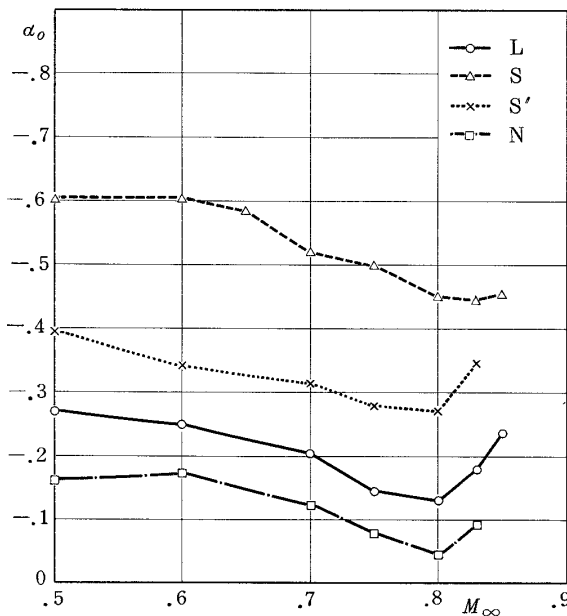


図 29 マッハ数と零揚力角

ただし、零揚力角の絶対値は揚力の増加につれて減少し、抵抗が急増し揚力の減少の起こる $M_\infty = 0.81$ 以上では、再び零揚力角の絶対値は増加する傾向を示す。

5.4.3 縦揺れモーメント傾斜係数

縦揺れモーメント傾斜 $C_{m\alpha}$ は図27の揚力傾斜係数と似た傾向を示し(図30)、平均矢高の大きな翼型ほど縦

揺れモーメント係数の傾斜が小さくなるという結果が得られた。これは、翼前半部の翼厚中心線がこの翼型では逆反りであるためと考えられる。また模型前縁部の工作精度の違いによる影響が強く表われている。

モーメント係数と揚力係数の関係は図31のようになる。L翼とS翼について比較すると、 $M_\infty = 0.5$ ではS翼のモーメント係数が0.003程度大きいですが、 $M_\infty = 0.75$ ではその差が2倍になり、 $M_\infty = 0.83$ では再びその差は縮まり、 $M_\infty = 0.5$ の差とほぼ同じ値となる。

他翼との比較でも、同一揚力係数におけるモーメント係数に差がある。特に翼面上に超音速領域の現われる $M_\infty = 0.75$ 以上では、模型形状の微小な差異がモーメント係数に与える影響が強く、各翼模型の特性の差は大きくなっている。

5.4.4 揚力中心

図32は揚力中心とマッハ数の関係である。揚力中心はL翼が最も後方にあり、S翼は前方にある。前縁附近の工作精度が滑らかで、圧力分布でもピークが強く出ているL翼が後方にあるのは、S翼と比較した場合に矛盾するようであるが、S翼の圧力分布で見られた2個所のピークによる効果の方が強いからであり、マッハ数が高くなると急速に後退する現象も2つのピークの消長によるものと思われる。

5.4.5 抵抗係数

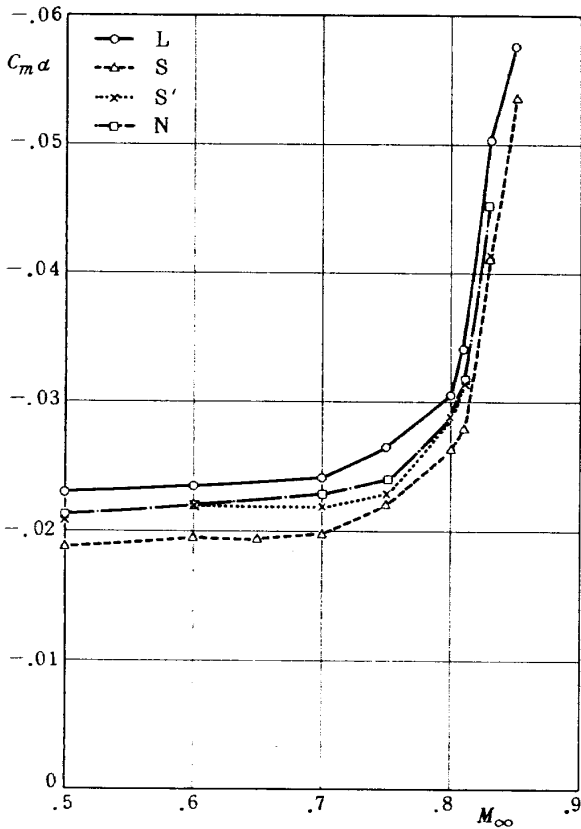


図30 マッハ数と縦揺れモーメント傾斜

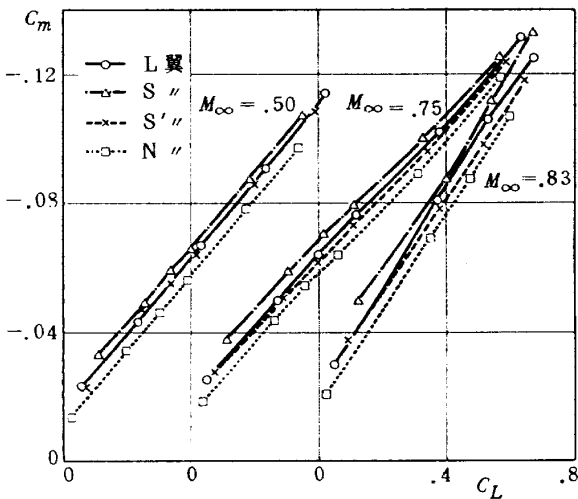


図31 揚力係数と縦揺れモーメント係数

抵抗係数とマッハ数の関係は図33に示す。実験した迎角の範囲では、L翼における抵抗係数の立ち上がりがゆるく、N翼の抵抗係数の立ち上がりが早い傾向を示す。迎角の増加により、N翼の抵抗増が一層早くなっている。N翼は局部的に表面あらさの大きい仕上り部分があり、翼面上の乱流領域の発達が他翼に比べて早いと考えられることと、模型が工作誤差のため下面15%翼弦長で部分的に厚くなっており、その影響によるものと考えられる。また、S翼とS'翼を比較すると、迎角0°での抵抗係数

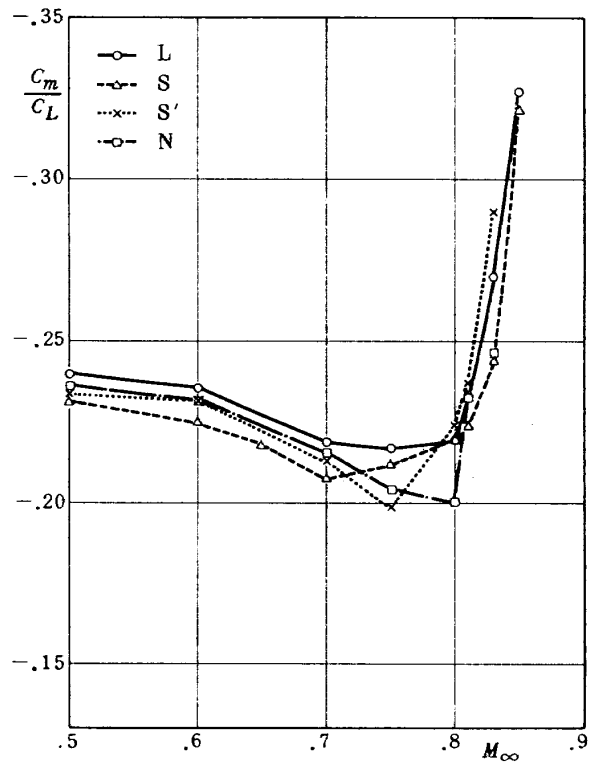


図32 マッハ数と揚力中心

の立ち上がりはS翼が早く、S'翼は遅く、その差はマッハ数にして0.02程度の大きな違いがある。

4.2項で述べたS翼上面前半部のうねりを減少させ、滑らかにした効果であろう。

5.4.6 抵抗発散マッハ数

翼型の高速時の空力特性として、代表的な評価基準である抵抗発散マッハ数は、図34に揚力係数との関係を示す。

同じ断面寸法を与えても、模型の工作誤差の違いにより、抵抗発散マッハ数に0.02程度のバラツキを生ずることを示している。なお、ここでの抵抗発散マッハ数は、図33において $dC_D/dM_\infty = 0.1$ なる点を求め、これを抵抗発散マッハ数とした。

6. 数値計算の結果

これまでに、模型の工作誤差は風洞試験結果に対して、無視できない量の影響を及ぼすことを述べた。そこで数値計算においては、模型の工作誤差の空力特性への影響がどの様に表われるか、またこれらの結果と風洞試験結果の関連はあるのかといったことなどを調べるため、前述の4枚の二次元翼模型について、それぞれ実測した仕上り断面寸法を与えて数値計算を行なった。

計算は石黒の「遷音速翼計算法のプログラム(非粘性・圧縮)」¹³⁾を用いた。

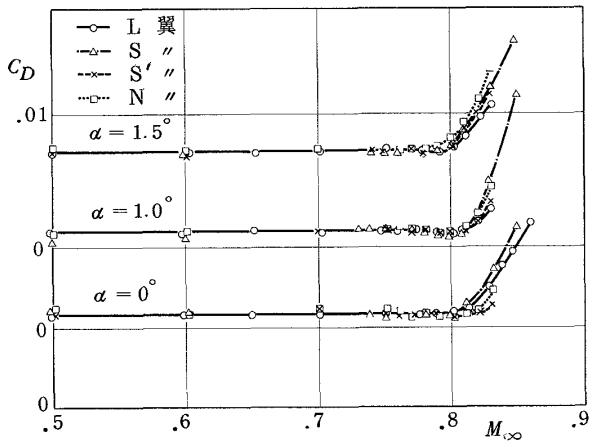


図33 マッハ数と抵抗係数

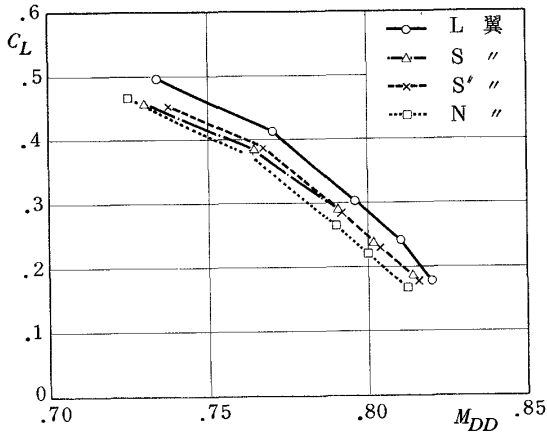


図34 抵抗発散マッハ数

影響を与えるため、計算結果に収束の良くない場合も起こり得る。

6.2 縦揺れモーメント係数

設計翼断面形状を局部的に変形させて、S翼模型の前縁附近の工作誤差を模型化して、S翼の実測形状に類似させた形状を与えて計算した結果が図40である。

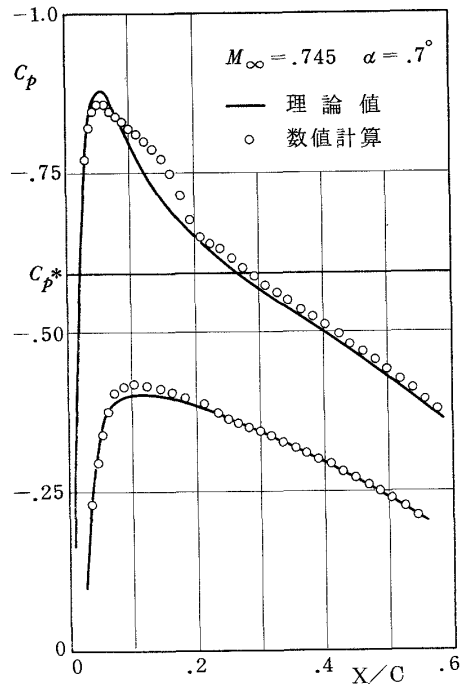


図35 理論値と数値計算

6.1 圧力分布

設計値に対し固有の工作誤差を含む4枚の各翼模型の実測断面寸法を与え、この翼型の設計条件(一様流マッハ数0.745, 迎角0.7°)で計算した圧力分布は図36から図39のようになり、それぞれの翼模型の風洞実験値に見られた特徴を表わしており、定性的に風洞試験による結果と一致している。また、図35は理論設計の条件と、翼断面形状とを与えて数値計算した結果と厳密解による理論値の圧力分布を比較したものである。数値計算結果は理論値と比べて0.15cの部分では一致が悪いが、そのほかはほぼ良い一致を示している。

これらの事から、ある翼模型についてその仕上り断面寸法を与えて圧力分布を計算すれば、その翼模型の風洞実験から得られる圧力分布結果を類推することが可能であり、定性的に大きな相違はないとしてよいと言える。ただし、非粘性の計算であるため不満足な点もあるが、少なくとも模型断面形状に起因する現象を圧力分布の形で推測することが可能である。ただし、計算の実施にあたっては、翼面上の形状の微小な変化が局所流速に大きな

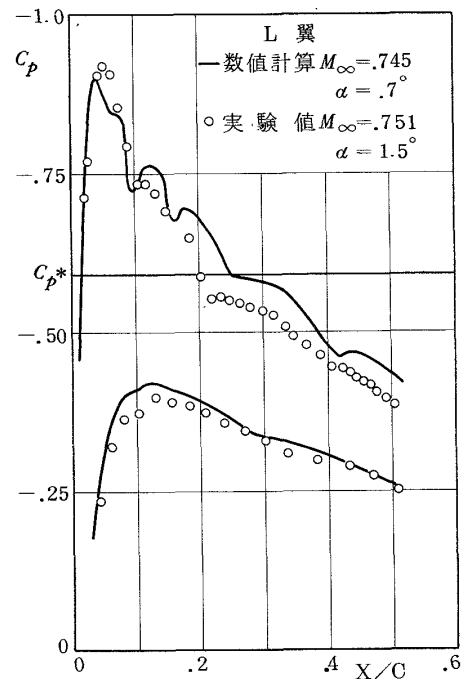


図36 L翼の数値計算

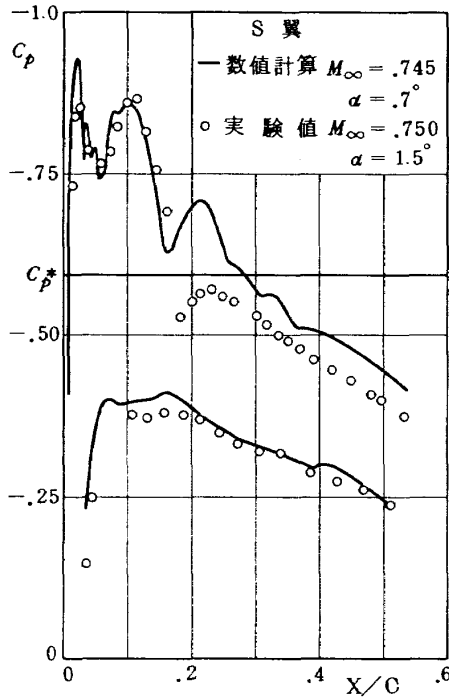


図 37 S翼の数値計算

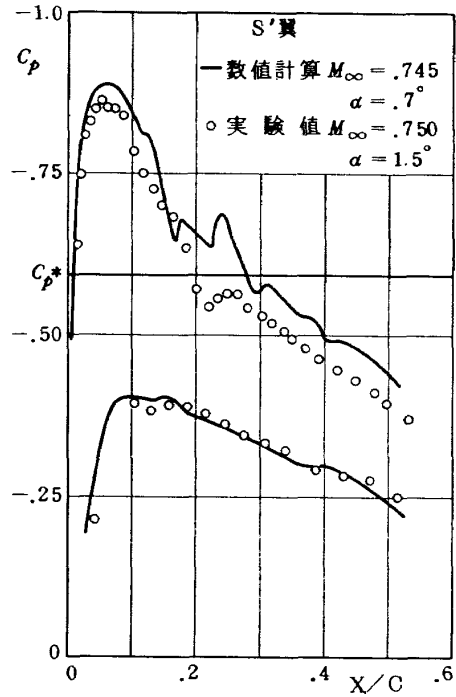


図 38 S'翼の数値計算

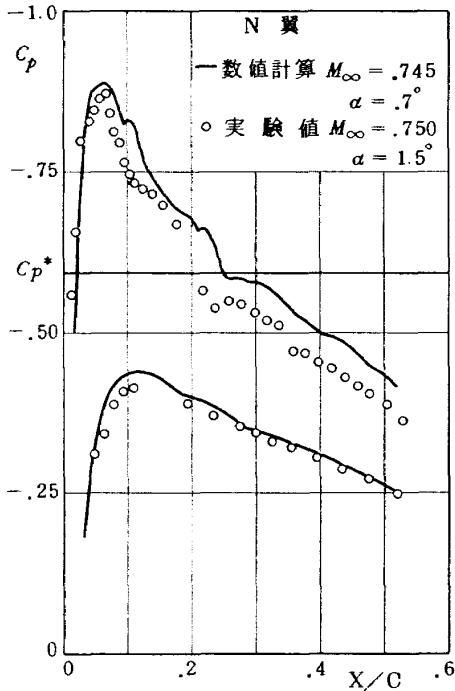


図 39 N翼の数値計算

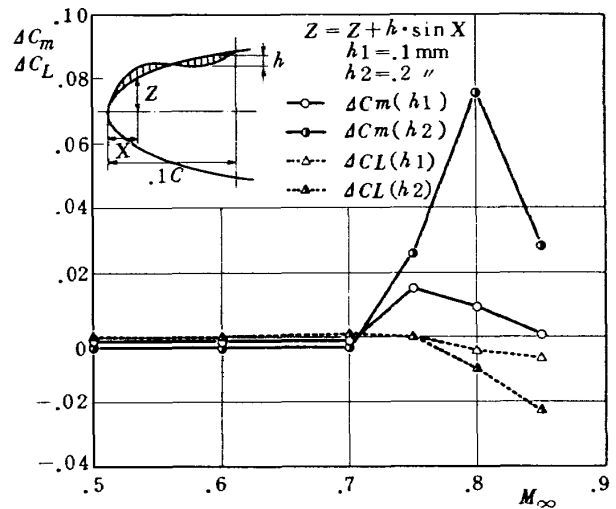


図 40 前縁を変形した数値計算

計算は設計翼断面に対して、前縁から40%翼弦長までの範囲について、翼上面の形状に波長40mm、高さ0.1mmまたは0.2mmの正弦波状の凹凸を附加して断面の厚みを増減させ、揚力係数および縦揺れモーメント係数を求め、正規の形状の場合と比較した。

この結果を見ると、断面形状を変化させることによる揚力係数の変化量は小さいが、縦揺れモーメント係数への影響は大きく現われている。一樣流マッハ数0.7までの低速では縦揺れモーメント係数もほとんど変化を認められないが、マッハ数0.75附近からは急激に縦揺れモーメント係数が増大し、更にマッハ数が上昇すると再び減

少する傾向を示している。もちろん翼断面を変形させる厚みの増減の程度によって縦揺れモーメント係数の変化の様相は異なるが一義的ではない。

翼断面、特に前縁附近でのS翼模型のような、うねり状の工作誤差はこの種類の翼型では圧力分布に大きな変化を及ぼし、翼型の性能を一変させてしまうことが示されている。(計算値は付表3に示す)

7. まとめ

(1) 新しい手法によって設計された遷音速翼について、同一翼断面形状を与えて3枚の二次元翼模型を製作した。そのうちの改修した1枚を加えて、4種の仕上り精度を持つ二次元翼模型の風洞試験結果を比較した。模型の前縁附近の製作誤差は、圧力分布に顕著な影響をもたらし、そのため空力係数に最大で次のような差異が生じた。

| | |
|---------------|--------|
| 揚力傾斜の偏差 | 0.014 |
| 縦揺れモーメント傾斜の偏差 | 0.0044 |
| 抵抗発散マッハ数の偏差 | 0.02 |

これらの差は有意な差であり、従って模型の製作にあたっては、工作精度をより良くするための注意が必要である。

(2) 翼模型の前縁附近の工作誤差を模擬して行なった数値計算結果は、遷音速において縦揺れモーメント係数に特に大きな差異を生ずる。模型の誤差が0.1mm変わると縦揺れモーメント係数が2%程度変化し、更に誤差を0.2mmにすると7%以上変化し、この種の翼型の風洞実験結果は、前縁形状により大きな差異の生ずる事具体例を示した。

(3) 模型を製作した場合に、従来の翼型ゲージによる検査結果のみでなく、模型の形状検査値を使って数値計算をすれば、模型の工作誤差が許容値内にあるか否かの判別がより確実となる。

また、粘性を考慮した計算プログラムを使用するならば、風洞試験結果とより良い対応が得られるであろうから、設計翼型および供試翼型模型の微少な形状誤差を考慮した計算結果から、風洞試験結果に対して模型の形状誤差による影響を定量的に推定し、修正を加えるというようなことも考えられよう。

謝 辞

本報告をまとめるにあたって、航空宇宙技術研究所空

気力学第二部高島一明室長、神谷信彦室長、井上政一室長に終始御指導を受けた。また、数値計算は、計算センター石黒技官の御援助を頂いた。さらに風洞実験は、航空力学第二部遷音速風洞制御研究室、計測研究室の方々の御協力があった。ここに深く感謝の意を表します。

文 献

- (1) J. A. Blackwell, Jr. and A. Pounds; Wind Tunnel Wall Interference Effects on a Supercritical Airfoil at Transonic Speeds, AAIA 9th Aerodynamic Testing Conference (1976).
- (2) 山名正夫, 中口博; 飛行機設計論 養賢堂(1968).
- (3) X. Vaucheret, M. Bazin and C. Armand; Comparison D'essais Transsoniques bi-et Tridimensionnels Effectues dans Diverses Grands Souffleries, ONERA TP No. 1975-61 (1975).
- (4) 航空技術研究所; 航空技術研究所 2m × 2m 遷音速風洞の計画と構造, 航空技術研究所報告 TR-25 (1962).
- (5) 高梨進; 翼型を過ぎるポテンシャル流の厳密解法, 航空宇宙技術研究所報告 TR-383 (1974).
- (6) 竹内理, 鈴木弘一, 小国保男; 遷音速風洞のデータ処理システム, 航空宇宙技術研究所ニュース No. 198 (1975).
- (7) 竹内理; 風洞試験とデータ処理, 電子計測 1976 - 4月号(1976).
- (8) 日本航空宇宙学会; 航空宇宙工学便覧 丸善(1974).
- (9) 染谷昭夫; 三次元座標測定器の試作, 航空宇宙技術研究所報告 TM-283 (1975).
- (10) 海老原正夫; 多孔壁風洞における亜音速二次元風洞壁干渉効果の研究と航空宇宙技術研究所 2m × 2m 遷音速風洞へのその適用, 航空宇宙技術研究所報告 TR-263 (1972).
- (11) 神谷信彦; 遷音速における二次元翼の抵抗発散, 航空宇宙技術研究所報告 TR-299 (1973).
- (12) RAS. Datasheet, Aerodynamic, 2.01.01.05 (1955).
- (13) 石黒登美子; 二次元翼まわりの非粘性圧縮流の数値計算, 日本航空宇宙学会誌 第25巻 第278号 (1977).

付表 1 翼模型断面形状と実測値(1) (上面)

| No. | 理論設計値 | | 翼型ゲージ | | L 翼 | | S 翼 | | S' 翼 | | N 翼 | |
|-----|-------|-------|-------|------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| | X | Y | Y実測値 | 誤差 | Y実測値 | 誤差 | Y実測値 | 誤差 | Y実測値 | 誤差 | Y実測値 | 誤差 |
| 1 | 0.04 | 0.73 | - | - | 0.66 | -0.07 | 1.11 | 0.38 | 0.49 | -0.24 | 0.59 | -0.14 |
| 2 | 0.20 | 1.50 | - | - | 1.51 | 0.01 | 1.99 | 0.49 | 1.38 | -0.12 | 1.37 | -0.13 |
| 3 | 0.40 | 2.12 | 2.15 | 0.03 | 2.18 | 0.06 | 2.43 | 0.31 | 2.04 | -0.08 | 2.08 | -0.04 |
| 4 | 0.62 | 2.66 | - | - | 2.75 | 0.09 | 2.99 | 0.33 | 2.57 | -0.09 | 2.66 | 0 |
| 5 | 1.14 | 3.61 | 3.63 | 0.02 | 3.63 | 0.02 | 3.74 | 0.13 | 3.54 | -0.07 | 3.68 | 0.07 |
| 6 | 1.72 | 4.43 | 4.46 | 0.03 | 4.47 | 0.04 | 4.56 | 0.13 | 4.38 | -0.05 | 4.49 | 0.06 |
| 7 | 2.36 | 5.18 | 5.21 | 0.03 | 5.14 | -0.04 | 5.26 | 0.08 | 5.12 | -0.06 | 5.21 | 0.03 |
| 8 | 3.09 | 5.87 | 5.89 | 0.02 | 5.80 | -0.07 | 5.92 | 0.05 | 5.80 | -0.07 | 5.89 | 0.02 |
| 9 | 4.01 | 6.60 | - | - | 6.57 | -0.03 | 6.66 | 0.06 | 6.54 | -0.06 | 6.60 | 0 |
| 10 | 4.63 | 7.03 | 7.06 | 0.03 | 7.02 | -0.01 | 7.11 | 0.08 | 6.98 | -0.05 | 7.02 | -0.01 |
| 11 | 5.48 | 7.55 | - | - | 7.55 | 0 | 7.59 | 0.04 | 7.50 | -0.05 | 7.51 | -0.04 |
| 12 | 6.74 | 8.23 | 8.26 | 0.03 | 8.22 | -0.01 | 8.29 | 0.06 | 8.18 | -0.05 | 8.22 | -0.01 |
| 13 | 8.68 | 9.10 | - | - | 9.16 | 0.06 | 9.12 | 0.02 | 9.05 | -0.05 | 9.08 | -0.02 |
| 14 | 11.60 | 10.18 | 10.21 | 0.03 | 10.24 | 0.06 | 10.11 | -0.07 | 10.12 | -0.06 | 10.14 | -0.04 |
| 15 | 14.70 | 11.12 | - | - | 10.20 | 0.08 | 11.04 | -0.08 | 11.07 | -0.05 | 11.06 | -0.06 |
| 16 | 17.23 | 11.78 | 11.81 | 0.03 | 10.85 | 0.07 | 11.68 | -0.00 | 11.72 | -0.06 | 11.72 | -0.06 |
| 17 | 20.54 | 12.54 | - | - | 12.60 | 0.06 | 12.46 | -0.08 | 12.49 | -0.05 | 12.49 | -0.06 |
| 18 | 25.30 | 13.48 | 13.51 | 0.03 | 13.53 | 0.05 | 13.42 | -0.06 | 13.43 | -0.05 | 13.43 | -0.05 |
| 19 | 30.21 | 14.32 | - | - | 14.37 | 0.05 | 14.32 | 0 | 14.28 | -0.04 | 14.25 | -0.07 |
| 20 | 34.96 | 15.03 | 15.08 | 0.05 | 15.05 | 0.02 | 15.02 | -0.01 | 14.98 | -0.05 | 14.97 | -0.06 |
| 21 | 41.15 | 15.84 | 15.88 | 0.04 | 15.89 | 0.05 | 15.84 | 0 | 15.77 | -0.07 | 15.77 | -0.07 |
| 22 | 46.98 | 16.51 | 16.52 | 0.01 | 16.56 | 0.05 | 16.37 | -0.14 | 16.43 | -0.08 | 16.45 | -0.06 |
| 23 | 52.99 | 17.11 | - | - | 17.16 | 0.05 | 16.99 | -0.12 | 17.03 | -0.08 | 17.06 | -0.05 |
| 24 | 59.37 | 17.67 | 17.70 | 0.03 | 17.72 | 0.05 | 17.64 | -0.03 | 17.60 | -0.07 | 17.64 | -0.03 |
| 25 | 65.84 | 18.17 | - | - | 18.22 | 0.05 | 18.14 | -0.03 | 18.10 | -0.07 | 18.12 | -0.05 |
| 26 | 73.15 | 18.66 | 18.69 | 0.03 | 18.74 | 0.08 | 18.65 | -0.01 | 18.59 | -0.07 | 18.63 | -0.03 |
| 27 | 80.46 | 19.09 | - | - | 19.15 | 0.06 | 19.10 | 0.01 | 19.02 | -0.07 | 19.05 | -0.04 |
| 28 | 87.49 | 19.43 | - | - | 19.51 | 0.08 | 19.45 | 0.02 | 19.37 | -0.06 | 19.39 | -0.04 |

付表1 翼模型断面形状と実測値(1) (上面)

| No. | 理論設計値 | | 翼型ゲージ | | L | | S | | S' | | N | |
|-----|--------|-------|-------|------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| | X | Y | Y実測値 | 誤差 | Y実測値 | 誤差 | Y実測値 | 誤差 | Y実測値 | 誤差 | Y実測値 | 誤差 |
| 29 | 93.15 | 19.68 | 19.71 | 0.03 | 19.74 | 0.06 | 19.70 | 0.02 | 19.63 | -0.05 | 19.64 | 0.04 |
| 30 | 99.24 | 19.90 | - | - | 19.94 | 0.04 | 19.91 | 0.01 | 19.86 | -0.04 | 19.87 | -0.03 |
| 31 | 105.76 | 20.10 | - | - | 20.14 | 0.04 | 20.10 | 0 | 20.07 | -0.03 | 20.08 | -0.02 |
| 32 | 111.85 | 20.26 | - | - | 20.31 | 0.05 | 20.26 | 0 | 20.22 | -0.04 | 20.23 | -0.03 |
| 33 | 119.25 | 20.41 | 20.44 | 0.03 | 20.46 | 0.05 | 20.38 | -0.03 | 20.36 | -0.05 | 20.39 | -0.02 |
| 34 | 126.21 | 20.50 | - | - | 20.57 | 0.07 | 20.48 | -0.02 | 20.46 | -0.04 | 20.48 | -0.02 |
| 35 | 133.06 | 20.57 | - | - | 20.63 | 0.06 | 20.55 | -0.02 | 20.53 | -0.04 | 20.54 | -0.03 |
| 36 | 138.22 | 20.59 | 20.62 | 0.03 | 20.64 | 0.05 | 20.56 | -0.03 | 20.54 | -0.05 | 20.55 | -0.04 |
| 37 | 146.48 | 20.59 | - | - | 20.63 | 0.05 | 20.54 | -0.05 | 20.51 | -0.05 | 20.54 | -0.05 |
| 38 | 154.74 | 20.54 | - | - | 20.55 | 0.01 | 20.50 | -0.04 | 20.47 | -0.07 | 20.48 | -0.06 |
| 39 | 165.57 | 20.41 | 20.44 | 0.03 | 20.38 | -0.03 | 20.38 | -0.03 | 20.35 | -0.06 | 20.35 | -0.06 |
| 40 | 182.61 | 20.05 | - | - | 20.06 | 0.01 | 20.03 | -0.02 | 19.99 | -0.06 | 19.98 | -0.07 |
| 41 | 197.38 | 19.58 | 19.61 | 0.03 | 19.58 | 0 | 19.57 | -0.01 | 19.54 | -0.04 | 19.52 | -0.06 |
| 42 | 212.17 | 18.98 | - | - | 18.99 | 0.01 | 18.96 | -0.02 | 18.95 | -0.03 | 18.91 | -0.07 |
| 43 | 220.75 | 18.57 | - | - | 18.56 | -0.01 | 18.55 | -0.02 | 18.53 | -0.04 | 18.49 | -0.08 |
| 44 | 230.29 | 18.05 | 18.08 | 0.03 | 18.06 | 0.01 | 18.03 | -0.02 | 18.01 | -0.04 | 17.98 | -0.07 |
| 45 | 243.08 | 17.27 | - | - | 17.29 | 0.02 | 17.25 | -0.02 | 17.23 | -0.04 | 17.19 | -0.08 |
| 46 | 255.48 | 16.42 | 16.46 | 0.04 | 16.41 | -0.01 | 16.40 | -0.02 | 16.40 | -0.02 | 16.33 | -0.09 |
| 47 | 270.27 | 15.27 | - | - | 15.24 | -0.03 | 15.25 | -0.02 | 15.23 | -0.04 | 15.21 | -0.06 |
| 48 | 286.70 | 13.83 | 13.86 | 0.03 | 13.75 | -0.08 | 13.81 | -0.02 | 13.81 | -0.02 | 13.76 | -0.07 |
| 49 | 303.12 | 12.22 | - | - | 12.06 | -0.16 | 12.20 | -0.02 | 12.20 | -0.02 | 12.15 | -0.07 |
| 50 | 316.63 | 10.75 | 10.80 | 0.05 | 10.54 | -0.21 | 10.70 | -0.05 | 10.70 | -0.05 | 10.69 | -0.06 |
| 51 | 330.14 | 9.17 | - | - | 8.95 | -0.22 | 9.09 | -0.08 | 9.09 | -0.08 | 9.09 | -0.08 |
| 52 | 341.54 | 7.65 | 7.70 | 0.05 | 7.45 | -0.20 | 7.66 | -0.01 | 7.66 | 0.01 | 7.69 | 0.04 |
| 53 | 352.49 | 6.33 | - | - | 5.94 | -0.35 | 6.25 | -0.08 | 6.25 | -0.08 | 6.25 | 0.08 |
| 54 | 371.03 | 3.83 | 3.87 | 0.04 | 3.55 | -0.28 | 3.82 | -0.01 | 3.82 | -0.01 | 3.75 | -0.08 |
| 55 | 386.37 | 1.77 | 1.81 | 0.04 | 1.58 | -0.19 | 1.78 | 0.01 | 1.78 | 0.01 | 1.60 | -0.17 |
| 56 | 400.00 | 0.20 | 0.21 | 0.01 | - | - | - | - | - | - | 0.47 | 0.27 |

付表1 翼模型断面形状と実測値(2) (下面)

| No. | 理論設計値 | | 翼型ゲージ | | L 翼 | | S 翼 | | S' 翼 | | N 翼 | |
|-----|--------|--------|--------|------|--------|-------|--------|-------|--------|-------|--------|-------|
| | X | Y | Y'実測値 | 誤差 | Y'実測値 | 誤差 | Y'実測値 | 誤差 | Y'実測値 | 誤差 | Y'実測値 | 誤差 |
| 1 | 0.09 | -1.03 | -1.04 | 0.01 | -1.17 | 0.14 | -0.98 | -0.05 | -1.00 | -0.03 | -1.15 | 0.12 |
| 2 | 0.39 | -2.16 | - | - | -2.26 | 0.10 | -2.17 | 0.01 | -2.07 | -0.09 | -2.26 | 0.10 |
| 3 | 0.79 | -3.03 | - | - | -3.28 | 0.25 | -3.11 | 0.08 | -2.97 | -0.06 | -3.13 | 0.10 |
| 4 | 1.38 | -4.04 | -4.07 | 0.03 | -4.23 | 0.19 | -4.05 | 0.01 | -3.93 | -0.11 | -4.09 | 0.05 |
| 5 | 2.01 | -4.88 | - | - | -5.06 | 0.18 | -4.91 | 0.03 | -4.74 | -0.14 | -4.94 | 0.06 |
| 6 | 2.69 | -5.66 | -5.70 | 0.04 | -5.81 | 0.15 | -5.71 | 0.05 | -5.52 | -0.14 | -5.69 | 0.03 |
| 7 | 3.43 | -6.40 | -6.43 | 0.03 | -6.48 | 0.08 | -6.42 | 0.02 | -6.24 | -0.16 | -6.42 | 0.02 |
| 8 | 4.25 | -7.11 | -7.14 | 0.03 | -7.17 | 0.06 | -7.18 | 0.07 | -6.95 | -0.16 | -7.12 | 0.01 |
| 9 | 5.17 | -7.83 | - | - | -7.84 | 0.01 | -7.85 | 0.02 | -7.67 | -0.16 | -7.82 | -0.01 |
| 10 | 6.24 | -8.55 | -8.57 | 0.02 | -8.54 | -0.01 | -8.60 | 0.05 | -8.41 | -0.14 | -8.55 | 0 |
| 11 | 7.49 | -9.31 | - | - | -9.28 | -0.03 | -9.37 | 0.06 | -9.17 | -0.14 | -9.28 | -0.03 |
| 12 | 9.02 | -10.13 | -10.16 | 0.03 | -10.07 | -0.06 | -10.15 | 0.02 | -10.00 | -0.13 | -10.09 | -0.04 |
| 13 | 10.97 | -11.02 | - | - | -10.99 | -0.03 | -11.05 | 0.03 | -10.92 | -0.10 | -10.98 | -0.04 |
| 14 | 13.58 | -12.05 | -12.07 | 0.02 | -12.04 | -0.01 | -12.12 | 0.07 | -11.95 | -0.10 | -12.01 | -0.04 |
| 15 | 17.42 | -13.31 | -12.33 | 0.02 | -13.27 | -0.04 | -13.38 | 0.07 | -13.17 | -0.14 | -13.26 | -0.05 |
| 16 | 24.49 | -15.07 | -15.10 | 0.03 | -15.04 | -0.03 | -15.17 | 0.00 | -14.95 | -0.12 | -15.01 | -0.06 |
| 17 | 32.95 | -16.62 | -16.65 | 0.03 | -16.59 | -0.03 | -16.67 | 0.05 | -16.54 | -0.08 | -16.55 | -0.07 |
| 18 | 42.01 | -17.85 | -17.89 | 0.04 | -17.84 | -0.01 | -17.89 | 0.04 | -17.80 | -0.05 | -17.73 | -0.12 |
| 19 | 52.28 | -18.91 | - | - | -18.92 | 0.01 | -18.90 | -0.01 | -18.86 | -0.05 | -18.72 | -0.19 |
| 20 | 62.54 | -19.69 | -19.73 | 0.04 | -19.71 | 0.02 | -19.75 | 0.06 | -19.62 | -0.07 | -19.50 | -0.19 |
| 21 | 74.01 | -20.31 | - | - | -20.37 | 0.06 | -20.30 | -0.01 | -20.27 | -0.04 | -20.19 | -0.12 |
| 22 | 84.87 | -20.73 | -20.77 | 0.04 | -20.80 | 0.07 | -20.75 | 0.02 | -20.69 | -0.04 | -20.66 | -0.07 |
| 23 | 96.84 | -21.05 | - | - | -21.11 | 0.06 | -21.06 | 0.01 | -21.01 | -0.04 | -20.97 | -0.08 |
| 24 | 108.81 | -21.22 | -21.27 | 0.05 | -21.25 | 0.03 | -21.21 | -0.01 | -21.17 | -0.05 | -21.14 | -0.08 |
| 25 | 121.63 | -21.27 | - | - | -21.30 | 0.03 | -21.24 | -0.03 | -21.20 | -0.07 | -21.19 | -0.08 |
| 26 | 134.44 | -21.18 | -21.21 | 0.03 | -21.22 | 0.04 | -21.18 | 0 | -21.13 | -0.05 | -21.11 | -0.07 |
| 27 | 153.24 | -20.84 | - | - | -20.90 | 0.06 | -20.83 | -0.01 | -20.80 | -0.04 | -20.78 | -0.06 |
| 28 | 170.32 | -20.31 | -20.35 | 0.04 | -20.41 | 0.10 | -20.36 | 0.05 | -20.31 | 0 | -20.26 | -0.05 |

付表1 翼模型断面形状と実測値(2) (下面)

| No. | 理論設計値 | | 翼型ゲージ | | L 翼 | | S 翼 | | S' 翼 | | N 翼 | |
|-----|--------|--------|--------|------|--------|-------|--------|-------|--------|-------|--------|-------|
| | X | Y | Y実測値 | 誤差 | Y実測値 | 誤差 | Y実測値 | 誤差 | Y実測値 | 誤差 | Y実測値 | 誤差 |
| 29 | 186.55 | -19.65 | - | - | -19.76 | 0.11 | -19.68 | 0.03 | -19.64 | -0.01 | -19.59 | -0.06 |
| 30 | 202.99 | -18.80 | -18.83 | 0.03 | -18.92 | 0.12 | -18.81 | 0.01 | -18.78 | -0.02 | -18.74 | -0.06 |
| 31 | 217.16 | -17.94 | - | - | -18.04 | 0.10 | -17.96 | 0.02 | -17.88 | -0.06 | -17.90 | -0.04 |
| 32 | 231.95 | -16.92 | -16.95 | 0.03 | -17.00 | 0.08 | -16.87 | -0.05 | -16.83 | -0.09 | -16.89 | -0.03 |
| 33 | 248.93 | -15.61 | - | - | -15.68 | 0.07 | -15.53 | -0.08 | -15.52 | -0.09 | -15.57 | -0.04 |
| 34 | 269.66 | -13.84 | -13.89 | 0.05 | -13.81 | -0.03 | -13.70 | -0.14 | -13.69 | -0.15 | -13.74 | -0.10 |
| 35 | 289.38 | -11.84 | - | - | -11.85 | 0.01 | -11.73 | -0.11 | -11.74 | -0.10 | -11.76 | -0.08 |
| 36 | 312.82 | -9.28 | -9.31 | 0.03 | -9.38 | 0.10 | -9.18 | -0.10 | -9.17 | -0.11 | -9.20 | -0.08 |
| 37 | 328.10 | -7.49 | - | - | -7.65 | 0.16 | -7.46 | -0.03 | -7.37 | -0.12 | -7.44 | -0.05 |
| 38 | 341.64 | -5.86 | -5.89 | 0.03 | -6.05 | 0.19 | -5.48 | -0.08 | -5.74 | -0.12 | -5.81 | -0.05 |
| 39 | 353.75 | -4.38 | - | - | -4.57 | 0.19 | -4.23 | -0.15 | -4.26 | -0.12 | -4.30 | -0.08 |
| 40 | 365.87 | -2.96 | -3.00 | 0.04 | -3.20 | 0.24 | -2.89 | -0.07 | -2.83 | -0.13 | -2.90 | -0.06 |
| 41 | 387.24 | -0.76 | -0.80 | 0.04 | -0.99 | 0.23 | -0.64 | -0.12 | -0.65 | -0.11 | -0.66 | -0.10 |
| 42 | 400.00 | 0.0 | - | - | - | - | - | - | - | - | 0.17 | -0.17 |

付表 2 風洞実験結果

| 区分 | | M_{∞} | | | | | | | |
|------------|----|--------------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|
| | | 0.5 | 0.6 | 0.7 | 0.75 | 0.80 | 0.81 | 0.83 | 0.85 |
| 揚力傾斜 | L | 0.0960 | 0.0998 | 0.1101 | 0.1216 | 0.1390 | 0.1461 | 0.1571 | 0.1521 |
| | S | 0.0806 | 0.0860 | 0.0955 | 0.1036 | 0.1192 | 0.1250 | 0.1392 | 0.1437 |
| | S' | 0.0895 | 0.0952 | 0.1027 | 0.1142 | 0.1287 | 0.1322 | 0.1420 | — |
| | N | 0.0896 | 0.0945 | 0.1050 | 0.1165 | 0.1347 | 0.1362 | 0.1526 | — |
| 縦揺れモーメント傾斜 | L | -0.0230 | -0.0235 | -0.0241 | -0.0264 | -0.0305 | -0.0340 | -0.0503 | -0.0574 |
| | S | -0.0186 | -0.0193 | -0.0198 | -0.0219 | -0.0262 | -0.0278 | -0.0409 | -0.0534 |
| | S' | -0.0209 | -0.0220 | -0.0218 | -0.0227 | -0.0288 | -0.0313 | -0.0411 | — |
| | N | -0.0211 | -0.0218 | -0.0226 | -0.0237 | -0.0265 | -0.0316 | -0.0452 | — |
| 零揚力角 | L | -0.271 | -0.250 | -0.204 | -0.145 | -0.192 | -0.159 | -0.160 | -0.236 |
| | S | -0.606 | -0.604 | -0.520 | -0.500 | -0.510 | -0.504 | -0.445 | -0.456 |
| | S' | -0.395 | -0.340 | -0.314 | -0.277 | -0.271 | -0.334 | -0.344 | — |
| | N | -0.157 | -0.169 | -0.120 | -0.079 | -0.043 | -0.136 | -0.089 | — |
| 揚力中心 | L | -0.240 | -0.236 | -0.219 | -0.217 | -0.219 | -0.233 | -0.320 | -0.377 |
| | S | -0.231 | -0.224 | -0.207 | -0.211 | -0.220 | -0.222 | -0.294 | -0.372 |
| | S' | -0.234 | -0.231 | -0.212 | -0.199 | -0.224 | -0.237 | -0.289 | — |
| | N | -0.236 | -0.231 | -0.215 | -0.203 | -0.198 | -0.232 | -0.296 | — |

抵抗発散マッ数 (M_{DD}) と揚力係数 (C_L)

| | | | | | | | |
|----|----------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| L | M_{DD} | 0.820 | 0.820 | 0.810 | 0.796 | 0.770 | 0.734 |
| | C_L | 0.023 | 0.177 | 0.242 | 0.302 | 0.413 | 0.495 |
| S | M_{DD} | 0.814 | 0.814 | 0.802 | 0.791 | 0.764 | 0.730 |
| | C_L | 0.050 | 0.187 | 0.236 | 0.290 | 0.384 | 0.458 |
| S' | M_{DD} | 0.828 | 0.816 | 0.814 | 0.792 | 0.768 | 0.738 |
| | C_L | 0.043 | 0.169 | 0.243 | 0.285 | 0.387 | 0.472 |
| N | M_{DD} | 0.820 | 0.812 | 0.800 | 0.790 | 0.763 | 0.725 |
| | C_L | 0.016 | 0.162 | 0.215 | 0.259 | 0.368 | 0.452 |

付表3 数値計算結果(空力係数)

(1) 揚力係数

| h | M_{∞} | 0.5 | 0.6 | 0.7 | 0.75 | 0.8 | 0.85 |
|-----|--------------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|
| 0 | 0.16071 | 0.17757 | 0.20916 | 0.24061 | 0.29337 | 0.30009 | 0.29806 |
| 10 | 0.16080 | 0.17760 | 0.20923 | 0.24067 | 0.29208 | 0.29318 | 0.29318 |
| 20 | 0.16083 | 0.17768 | 0.20936 | 0.24060 | 0.29045 | | |

(2) モーメント係数

| h | M_{∞} | 0.5 | 0.6 | 0.7 | 0.75 | 0.8 | 0.85 |
|-----|--------------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|
| 0 | -0.021497 | -0.023328 | -0.026100 | -0.027799 | -0.042174 | -0.091177 | -0.091277 |
| 10 | -0.021472 | -0.023289 | -0.026067 | -0.028221 | -0.042571 | -0.091277 | -0.093718 |
| 20 | -0.021433 | -0.023252 | -0.026026 | -0.028516 | -0.045378 | | |

(3) 抵抗係数

| h | M_{∞} | 0.5 | 0.6 | 0.7 | 0.75 | 0.8 | 0.85 |
|-----|--------------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|
| 0 | 0.0000875 | 0.0000895 | 0.0001215 | 0.0002526 | 0.0052742 | 0.0242950 | 0.0243540 |
| 10 | 0.0000761 | 0.0000998 | 0.0001322 | 0.0007097 | 0.0053990 | 0.0243540 | 0.0257540 |
| 20 | 0.0000799 | 0.0000864 | 0.0001561 | 0.0011042 | 0.0069517 | 0.0257540 | |

航空宇宙技術研究所報告518号

昭和52年12月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町1880
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182
印刷所 株式会社 共 進
東京都杉並区久我山1-4-7(羽田ビル)
